LWOWSKIE

CZASOPISMO LOTNICZE

Nr. 8. (ROK III. 1935. Nr. 2).	LWÓW, W GRUDNIU 1935.

Nr. 8. (ROK III. 1935. Nr. 2.). LWÓW, W GRUDNIU 1935 r.

LWOWSKIE

CZASOPISMO LOTNICZE

ORGAN

LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO“

KOMITET REDAKCYJNY:

Prof. Inż. STANISŁAW ŁUKASIEWICZ — Naczelny Kierownik I. T. S.

Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS — Kierownik Lab. Aerod. Politechniki Lw.

REDAKTOR NACZELNY I ODPOWIEDZIALNY: Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS

BIULETYN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO

Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS

Wyniki badań aerodynamicznych płatowca „Pou du Ciel“.

Résultats des essais aérodynamiques de l'avion „Pou - du - Ciel“.

La grande popularité de l'avion „Pou - du Ciel“ construit par H. Mignet a décidé le Laboratoire Aérodynamique de l'École Polytechnique de Lwów à effectuer des essais en soufflerie d'une maquette de cet avion à la balance à six composantes. La maquette était exécutée sans moteur, dans l'éclulle 1 : 10, la partie avant du fuselage étant quelque peu arrondie, différente de l'original, et la cabine du pilote étant close. Les figures et tableaux ci-joints représentent les résultats des mesures. On a fait les calculs pour trois positions différentes du centre de gravité afin de démontrer l'influence de la position du centre de gravité sur la stabilité longitudinale de l'avion. On a constaté que l'avion est très instable pour la position du centre de gravité déterminée par les rapports $\frac{x_0}{t} = 0{,}439$, $\frac{y_0}{t} = 0{,}107$ (fig. 1). Les conditions de la stabilité longitudinale s'améliorent au fur et à mesure qu'on déplace le centre de gravité vers l'avant, la coordonnée y_0 ne changeant pas. Pour les valeurs $\frac{x_0}{t} = 0{,}536$, $\frac{y_0}{t} = 0{,}107$ l'avion est déjà stable pour tous les angles de braquage de l'aile supérieure par rapport à l'aile inférieure β essayés. Les fig. 2/8 représentent „l'efficacité statique de l'empennage horizontal“. L'avion possède de stabilité de route ($c_{m\,Gk} = f(\alpha_k)$ fig. 2/9, 2/10) et le moment de roulis (M_{Gq}) par rapport à un axe horizontal situé dans le plan de symétrie et passant par le centre de gravité incline automatiquement l'avion pour virer, à peu près indépendemment de la grandeur du braquage du gouvernail de direction β_k.

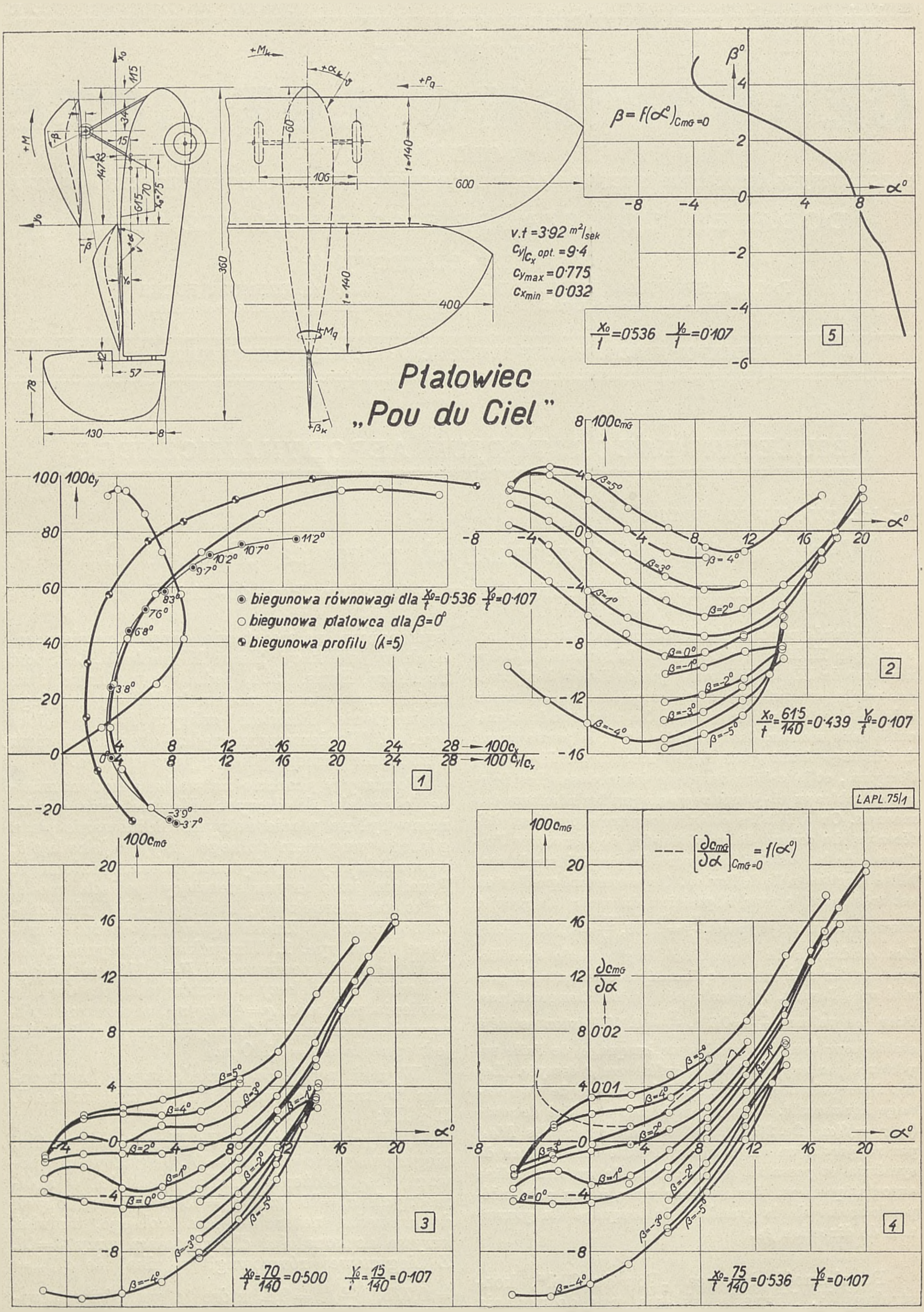
Popularność płatowca „Pou du Ciel“, konstrukcji H. Mignet'a, skłania nas do podania szczegółowych wyników badań aerodynamicznych, przeprowadzonych w Laboratorjum Aerodynamicznem Politechniki Lwowskiej [1]). Badania przeprowadzono na modelu w skali 1 : 10 wykonanym na podstawie danych zamieszczonych w publikacji Henri Mignet'a: „Le Sport de l'Air“, Paris, 1934, jednak bez silnika i ze zmienionym nieco przodem kadłuba przez jego zaokrąglenie. Pozatem zakryto kabinę pilota (ryc. 1). W pierwszym rzędzie chodziło bowiem o zbadanie samego układu jako takiego.

Pomiary wykonano na wadze aerodynamicznej o sześciu składowych. Kąt natarcia α mierzony był na płacie dolnym. Sklinowanie płata górnego względem dolnego przyjęto jako kąt β, odpowiadający wychyleniu steru poziomego. Pozatem jako organ sterujący posiada model tylko ster kierunkowy, którego wychylenia oznaczono przez β_k. Znaki kątów i momentów określone są na ryc. 1. Wszystkie spółczynniki odniesione są do powierzchni $F = 0{,}1188\ m^2$, będącej sumą największych rzutów obu płatów i do ciśnienia prędkości $q = 49\ kg/m^2$, a pozatem spółczynniki momentów do największej głębokości jednego płata $t = 0{,}140\ m$.

Wyniki pomiarów przedstawiają następujące wykresy na ryc. 1 i 2, tudzież tabele I, II i III:

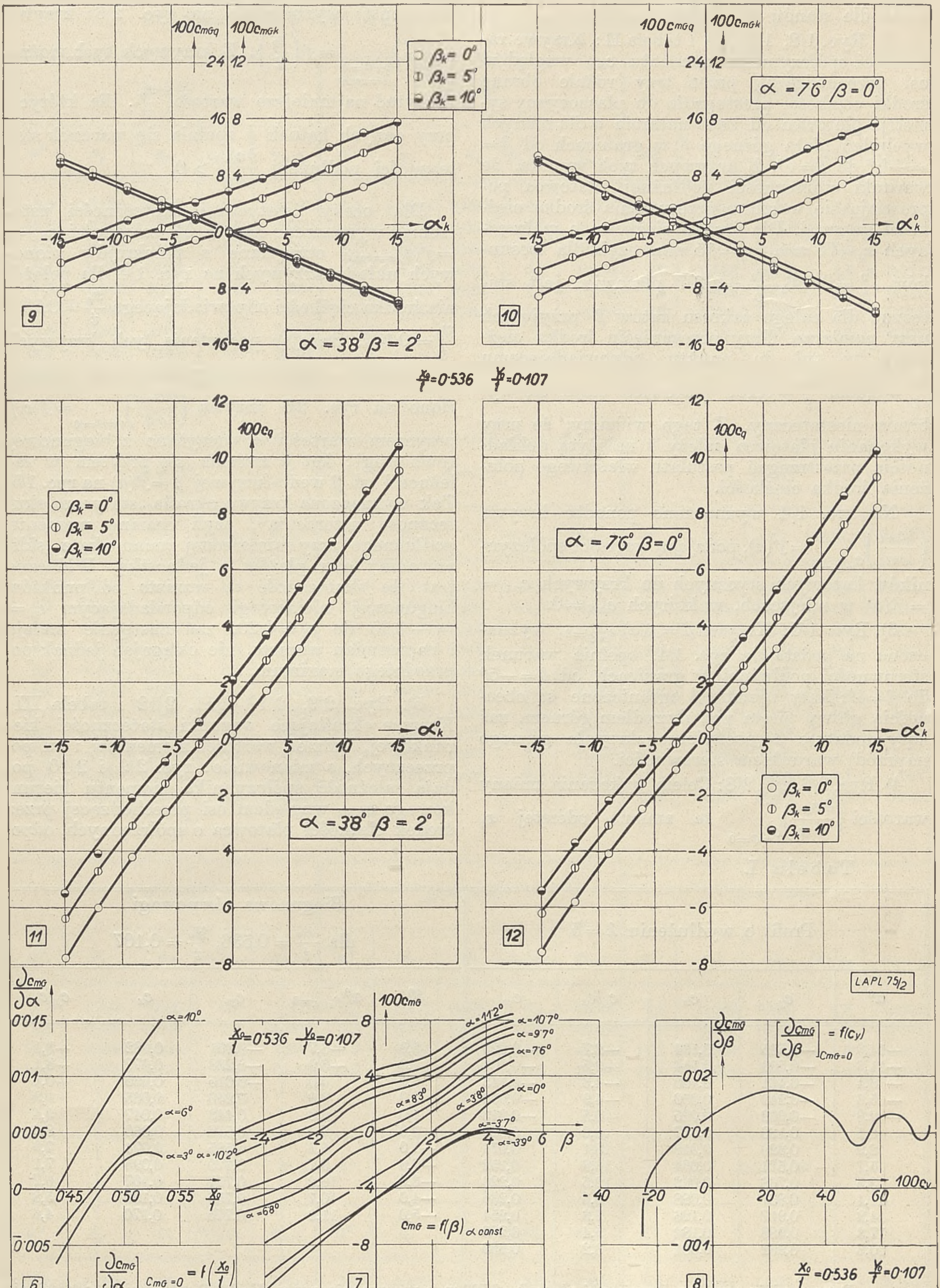
1). Ryc. 1/1 i tabela I: Biegunowa profilu, biegunowa płatowca dla $\beta = 0^0$, biegunowa równowagi dla położenia środka ciężkości o spółrzędnych $x_0 = 75\ mm$, $y_0 = 15\ mm$, odniesionych do krawędzi natarcia płata dolnego, tudzież krzywa doskonałości dla płatowca przy $\beta = 0^0$. Z biegunowej równowagi wynika, że $c_{y\,max} = 0{,}775$, $\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{opt} = 9{,}4$, które to wartości są oczywiście dalekie od doskonałości. Na uwagę za-

[1]) Wyciąg z tych badań opublikowano w *Skrzydlatej Polsce* Nr. 7, 1935, str. 181—182.



Ryc. 1.

Wykresy dla modelu płatowca „Pou du Ciel", przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny wyczynów, stateczności i sterowności płatowca w locie.



Ryc. 2.

Wykresy dla modelu płatowca „Pou du Ciel", przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny wyczynów, stateczności i sterowności płatowca w locie.

sługuje stosunkowo płaski przebieg biegunowych dla stanów w pobliżu $c_{y\,max}$.

2). Ryc. 1/2, 1/3, 1/4 i tabela II: Krzywe zależności spółczynnika momentu c_{mG} względem osi przechodzącej przez trzy różnie obrane środki ciężkości prostopadle do płaszczyzny symetrji płatowca od kąta natarcia α dla różnych wychyleń płata górnego β w granicach od $\beta = -5^0$ do $\beta = 5^0$. Z krzywych tych wynika, że warunki stateczności podłużnej płatowca poprawiają się w miarę przesuwania środka ciężkości naprzód. Dla środka ciężkości o spółrzędnych $x_0 = 75\,mm$, $y_0 = 15\,mm$, czyli dla stosunków $\frac{x_0}{t} = 0{,}536$, $\frac{y_0}{t} = 0{,}107$ płatowiec jest stateczny dla całego zakresu kątów β przyjętych przy pomiarze. Przy przesunięciu środka ciężkości w tył do punktu odpowiadającemu $\frac{x_0}{t} = 0{,}439$, $\frac{y_0}{t} = 0{,}107$ płatowiec staje się wybitnie niestateczny. Z tego widzimy, że przy wykonaniu płatowca należy z należytą dokładnością przestrzegać postulatu właściwego położenia środka ciężkości.

Na ryc. 1/4 wyznaczono ponadto krzywą $\left(\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha}\right)_{c_{mG}=0} = f(\alpha)$, podającą wartości spółczynników kątowych stycznych do krzywych $c_{mG} = f(\alpha)$ w miejscach, w których $c_{mG} = 0$.

3). Ryc. 1/5: Krzywa $\beta = f(\alpha)\ _{c_{mG}=0}$, wyznaczona na podstawie ryc. 1/4, spełnia warunek sterowności podłużnej w granicach od $\beta = -5^0$ do $\beta = 4^0$; kąty ujemne β ograniczone są obecnością głowy pilota pod skrzydłem górnem, zaś kąty dodatnie β (pochylenie skrzydła górnego naprzód) warunkiem sterowności.

4). Ryc. 2/6, 2/7, 2/8: Celem wykazania zmiany wartości $\left(\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha}\right)_{c_{mG}=0}$ ze zmianą odciętej x_0 środka ciężkości przy stałych kątach natarcia ($\alpha = \text{const}$) wyznaczono na ryc. 2/6 krzywe $\left(\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha}\right)_{\substack{c_{mG}=0\\ \alpha=\text{const}}} = f\left(\frac{x_0}{t}\right)$. Z krzywych tych można odczytać najmniejsze wartości $\frac{x_0}{t}$, dla których przy danych kątach α spełnia się warunek stateczności podłużnej $\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha} > 0$.

Dla oceny „statycznej skuteczności usterzenia“ wyznaczono na ryc. 2/7 zależności $c_{mG} = f(\beta)_{\alpha=\text{const}}$ otrzymane z przekrojów pionowych układu krzywych na ryc. 1/4 dla położenia środka ciężkości odpowiadającego $\frac{x_0}{t} = 0{,}536$, $\frac{y_0}{t} = 0{,}107$. Badając pochylenia tych krzywych w punktach odpowiadających $c_{mG} = 0$, wykreślono na ryc. 2/8 krzywą $\left(\frac{\partial c_{mG}}{\partial \beta}\right)_{c_{mG}=0} = f(c_y)$, przyczem wartości c_y odczytano z biegunowej równowagi; kąt α zmienia się przytem w zależności od β wedle krzywej $\beta = f(\alpha)$ na ryc. 1/5. Tak wyznaczona krzywa określa „statyczną skuteczność usterzenia“, czyli zmianę momentu podłużnego przy zamierzonej zmianie kąta „sklinowania“ obu płatów o jednostkę. Widoczne jest, że skuteczność ta wzrasta od punktów biegunowej równowagi odpowiadającym $c_y = -0{,}25$ do $c_y = 0{,}20$, zaś następnie maleje i naprzemian wzrasta, nie osiągając jednak poprzedniego maximum.

5). Ryc. 2/9, 2/10, 2/11, 2/12 i tabela III: Krzywe określające warunki stateczności kierunkowej, tudzież wartości momentów i sił poprzecznych, a mianowicie: ryc. 2/9 i 2/10 podają zależność spółczynnika momentu kierunkowego c_{mGk} względem osi przechodzącej przez środek ciężkości płatowca o spółrzędnych, odpo-

Tabela I.

Profil o wydłużeniu $\lambda = 5$					Biegunowa równowagi dla $\frac{x_0}{t} = 0{,}536$, $\frac{y_0}{t} = 0{,}107$				
α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_m	β^0	$\alpha^0\ c_{mG=0}$	c_y	c_x	c_y/c_x
−14,3	−0,525	0,194	−2,7	−0,229	5,0	−3,7	−0,251	0,082	−3,1
−11,3	−0,509	0,144	−3,5	−0,203	4,0	−3,9	−0,238	0,077	−3,1
− 8,4	−0,431	0,100	−4,3	−0,143	3,0	0,0	−0,015	0,035	−0,4
− 5,6	−0,242	0,050	−4,9	−0,056	2,0	3,8	0,240	0,035	6,9
− 2,8	−0,062	0,025	−2,5	−0,013	1,0	6,8	0,443	0,047	9,4
0,1	0,133	0,017	8,0	0,029	0,0	7,6	0,518	0,060	8,6
2,9	0,326	0,018	18,1	0,074	−1,0	8,3	0,585	0,074	7,9
5,7	0,574	0,034	16,8	0,152	−2,0	9,7	0,670	0,095	7,1
8,5	0,768	0,062	12,5	0,220	−3,0	10,2	0,717	0,107	6,7
11,4	0,837	0,088	9,5	0,235	−4,0	10,7	0,755	0,130	5,8
14,3	0,917	0,126	7,3	0,254	−5,0	11,2	0,775	0,170	4,6
17,3	0,988	0,182	5,4	0,280					
20,3	0,962	0,301	3,2	0,339					

Dane modelu profilu: Rozpiętość płata $b = 0{,}700\,m$, powierzchnia rzutu $F = 0{,}098\,m^2$, cięciwa odniesienia $t = 0{,}140\,m$, ciśnienie prędkości $q = 56{,}25\,kg/m^2$

Dane modelu płatowca: Rozpiętość $b = 0{,}600\,m$, powierzchnia rzutu $F = 0{,}1188\,m^2$, cięciwa odniesienia $t = 0{,}140\,m$, ciśnienie prędkości $q = 49\,kg/m^2$.

Kąty natarcia α^0 mierzono względem cięciwy odniesienia płata dolnego.

Tabela II. Wyniki dla wyznaczenia biegunowej równowagi płatowca dla środka ciężkości określonego przez $\frac{x_o}{t}=0,536$, $\frac{y_o}{t}=0,107$

$\beta=5^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
−5,4	−0,334	0,107	−3,1	−0,025
−2,6	−0,198	0,070	−2,8	0,012
0,2	−0,042	0,043	−1,0	0,032
3,1	0,110	0,033	3,3	0,034
5,9	0,268	0,037	7,2	0,048
8,7	0,425	0,048	8,9	0,060
11,5	0,600	0,069	8,7	0,087
14,3	0,760	0,098	7,8	0,134
17,2	0,908	0,139	6,5	0,178

$\beta=4^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
−5,5	−0,314	0,098	−3,2	−0,024
−2,6	−0,174	0,063	−2,8	0,010
0,2	−0,016	0,039	−0,4	0,020
3,0	0,132	0,034	3,9	0,024
5,9	0,284	0,037	7,7	0,032
8,7	0,463	0,049	9,4	0,059

$\beta=3^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
−5,5	−0,285	0,088	−3,2	−0,020
−2,7	−0,140	0,053	−2,6	−0,001
0,2	0,007	0,037	0,2	−0,002
3,0	0,158	0,033	4,8	0,011
5,8	0,323	0,039	8,3	0,021
8,6	0,491	0,052	9,4	0,041
11,5	0,654	0,077	8,5	0,072

$\beta=2^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
−5,5	−0,257	0,079	−3,3	−0,025
−2,7	−0,115	0,049	−2,3	−0,013
0,1	0,042	0,036	1,2	−0,007
3,0	0,197	0,034	5,8	−0,002
5,8	0,350	0,041	8,5	0,009
8,6	0,518	0,057	9,1	0,025
11,4	0,668	0,081	8,2	0,056
14,3	0,824	0,122	6,8	0,100
17,1	0,957	0,183	5,2	0,138
18,1	0,995	0,208	4,8	0,169
20,1	0,983	0,286	3,4	0,195

$\beta=1^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
−5,6	−0,228	0,070	−3,3	−0,035
−2,7	−0,070	0,044	−1,6	−0,022
0,1	0,068	0,035	1,9	−0,032
3,0	0,214	0,035	6,1	−0,025
5,8	0,389	0,044	8,8	−0,006
8,6	0,549	0,062	8,9	0,017
11,4	0,692	0,092	7,5	0,041
14,2	0,851	0,133	6,4	0,091
17,1	0,977	0,204	4,8	0,152
20,1	0,962	0,303	3,2	0,200

$\beta=0^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
−5,6	−0,196	0,063	−3,1	−0,044
−2,7	−0,056	0,043	−1,3	−0,046
0,1	0,096	0,034	2,8	−0,045
2,9	0,251	0,037	6,8	−0,031
5,7	0,415	0,047	8,8	−0,019
8,6	0,576	0,067	8,6	0,010
11,4	0,728	0,101	7,2	0,048
14,2	0,865	0,145	6,0	0,086
16,1	0,948	0,203	4,7	0,130
17,1	0,954	0,231	4,1	0,143
18,2	0,929	0,274	3,4	0,157

$\beta=-1^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
5,7	0,449	0,052	8,6	−0,027
8,5	0,595	0,075	7,9	0,002
11,4	0,730	0,104	7,0	0,036
14,2	0,859	0,161	5,3	0,071

$\beta=-2^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
5,7	0,472	0,058	8,1	−0,043
8,5	0,612	0,081	7,6	−0,016
11,4	0,756	0,119	6,4	0,023
14,2	0,868	0,190	4,6	0,064

$\beta=-3^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
5,6	0,486	0,062	7,8	−0,054
8,5	0,621	0,086	7,2	−0,025
11,3	0,768	0,127	6,0	0,019
14,3	0,845	0,212	4,0	0,055

$\beta=-4^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}	α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
−5,7	−0,075	0,055	−1,4	−0,111	5,6	0,507	0,067	7,6	−0,063
−2,9	0,058	0,046	1,3	−0,112	8,5	0,644	0,094	6,9	−0,037
0,0	0,205	0,043	4,8	−0,103	11,3	0,784	0,144	5,4	0,011
2,8	0,366	0,051	7,2	−0,089	14,3	0,812	0,243	3,3	0,070

$\beta=-5^0$

α^0	c_y	c_x	c_y/c_x	c_{mG}
5,6	0,537	0,075	7,2	−0,066
8,4	0,674	0,107	6,3	−0,032
11,3	0,777	0,173	4,5	0,001
14,3	0,800	0,263	3,0	0,073

Tabela III. Wyniki pomiarów służące do oceny stateczności kierunkowej i poprzecznej dla środka ciężkości określonego przez $\frac{x_0}{t}=0{,}536$, $\frac{y_0}{t}=0{,}107$

$\alpha = 3{,}8^0$ $\beta = 2^0$											
$\beta_k = 0^0$				$\beta_k = 5^0$				$\beta_k = 10^0$			
α_k^0	c_q	c_{mGk}	c_{mGq}	α_k^0	c_q	c_{mGk}	c_{mGq}	α_k^0	c_q	c_{mGk}	c_{mGq}
—15	—0,078	—0,044	0,104	—15	—0,064	—0,022	0,099	—15	—0,055	—0,009	0,097
—12	—0,060	—0,033	0,086	—12	—0,047	—0,013	0,078	—12	—0,041	—0,002	0,079
— 9	—0,042	—0,022	0,064	— 9	—0,031	—0,005	0,059	— 9	—0,021	0,008	0,059
— 6	—0,026	—0,014	0,044	— 6	—0,016	0,003	0,038	— 6	—0,008	0,017	0,036
— 3	—0,012	—0,006	0,022	— 3	—0,002	0,009	0,019	— 3	0,006	0,021	0,017
0	0,002	0,000	0,001	0	0,014	0,017	—0,002	0	0,021	0,029	—0,003
3	0,017	0,006	—0,020	3	0,028	0,024	—0,022	3	0,037	0,038	—0,023
6	0,032	0,013	—0,037	6	0,043	0,033	—0,041	6	0,054	0,049	—0,044
9	0,049	0,025	—0,058	9	0,061	0,045	—0,060	9	0,070	0,060	—0,064
12	0,065	0,032	—0,076	12	0,079	0,056	—0,082	12	0,088	0,070	—0,084
15	0,084	0,043	—0,098	15	0,095	0,065	—0,103	15	0,104	0,077	—0,101
$\alpha = 7{,}6^0$ $\beta = 0^0$											
$\beta_k = 0^0$				$\beta_k = 5^0$				$\beta_k = 10^0$			
α_k^0	c_q	c_{mGk}	c_{mGq}	α_k^0	c_q	c_{mGk}	c_{mGq}	α_k^0	c_q	c_{mGk}	c_{mGq}
—15	—0,076	—0,046	0,107	—15	—0,062	—0,028	0,101	—15	—0,054	—0,012	0,099
—12	—0,058	—0,034	0,087	—12	—0,046	—0,018	0,078	—12	—0,037	—0,002	0,079
— 9	—0,041	—0,024	0,067	— 9	—0,031	—0,012	0,052	— 9	—0,022	0,004	0,060
— 6	—0,025	—0,015	0,046	— 6	—0,016	—0,003	0,036	— 6	—0,009	0,010	0,039
— 3	—0,011	—0,008	0,024	— 3	—0,002	0,004	0,015	— 3	0,006	0,017	0,014
0	0,004	—0,001	0,002	0	0,011	0,008	—0,001	0	0,020	0,025	—0,008
3	0,018	0,004	—0,018	3	0,026	0,016	—0,028	3	0,036	0,035	—0,029
6	0,032	0,013	—0,041	6	0,043	0,027	—0,049	6	0,053	0,047	—0,053
9	0,048	0,022	—0,062	9	0,059	0,038	—0,072	9	0,070	0,059	—0,071
12	0,066	0,034	—0,085	12	0,076	0,051	—0,094	12	0,086	0,068	—0,093
15	0,084	0,043	—0,105	15	0,093	0,060	—0,113	15	0,102	0,077	—0,116

wiadających stosunkom $\frac{x_0}{t} = 0{,}536$, $\frac{y_0}{t} = 0{,}107$, w płaszczyźnie symetrji prostopadle do kierunku strugi powietrza od kąta kierunkowego α_k przy różnych wychyleniach steru kierunkowego β_k dla kąta natarcia $\alpha=3{,}8^0$ przy $\beta=2^0$, tudzież dla położenia płatowca w pobliżu $c_{y\,max}$ przy $\alpha=7{,}6^0$ i $\beta=0^0$; oba te położenia płatowca odpowiadają punktom biegunowej równowagi na ryc. 1/1. Wykresy te wykazują, że płatowiec jest stateczny kierunkowo dla całego zakresu przyjętych przy pomiarze kątów, gdyż $\frac{\partial c_{mGk}}{\partial_{\alpha k}} > 0$.

Na tych samych rycinach podano też zależność spółczynnika momentu poprzecznego c_{mGq} względem osi przechodzącej poziomo w płaszczyźnie symetrji przez środek ciężkości od kąta kierunkowego α_k przy różnych wychyleniach β_k steru kierunkowego dla podanych położeń równowagi. Widoczne jest, że wartości c_{mGq} dla różnych β_k różnią się nieznacznie pomiędzy sobą, czyli wpływ kąta β_k jest mały. Ujemnym kątom kierunkowym odpowiadają dodatnie momenty poprzeczne, czyli przy skręcie płatowca na prawo pochyla się płatowiec w ten sposób, że lewa część skrzydła przesuwa się ku górze, zaś prawa dół. Jeżeli zwrócimy uwagę na stany równowagi ($c_{mGk} = 0$) przy różnych położeniach steru kierunkowego, widzimy, że płatowiec układa się z powodu momentu poprzecznego do skrętu. Jeśli wskutek działania pewnej przyczyny płatowiec wykona skręt (α_k) ze stanu równowagi, to równocześnie przechyli się dokoła osi momentu poprzecznego; wskutek działania jednak momentu kierunkowego będzie dążył do powrotu do stanu równowagi, przyczem równocześnie będzie malała wielkość momentu poprzecznego.

Ryc. 2/11 i 2/12 przedstawiają zależność spółczynnika siły poprzecznej c_q od kąta kierunkowego α_k przy różnych wartościach β_k dla kątów natarcia α i wychylenia górnego skrzydła β, odpowiadających określonym powyżej stanom równowagi. Wzrastającym wartościom α_k odpowiadają większe wartości spółczynnika c_q. Ponieważ przy skręcie płatowca o kąt α_k poza położenie równowagi pojawia się moment kierunkowy, sprowadzający płatowiec do poprzedniego położenia, przeto równocześnie zanika przyrost siły poprzecznej, wywołany dodatkowym obrotem o kąt α_k. Wzrastającym wartościom kąta β_k odpowiadają wzrastające wartości c_q przy równych zresztą warunkach.

Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS

Pomiary szybowców na wadze aerodynamicznej o sześciu składowych.

CZĘŚĆ II.

Szybowiec ITS IV *b* dwuosobowy i szybowiec akrobacyjny CW 7.

Essais des planeurs à la balance aérodynamique à six composantes.

Deuxième partie.

Planeur ITS IV *b* biplace et planeur d'acrobatie CW 7.

Comme suite aux résultats des essais des planeurs publiés dans le numéro 7 de ce périodique, 1935, nous donnous à présent les résultats des essais aérodynamiques du planeur ITS IV *b* construit dans l'Institut de la Technique du Vol sans Moteur à Lwów ainsi que ceux du planeur d'acrobatie CW 7 construit par l'ing. W. Czerwiński. Les essais ont été exécutés au Laboratoire Aérodynamique de l'École Politechnique de Lwów.

Les mesures comprennent principalement des essais de la stabilité longitudinale et de route ainsi que la dépendance du moment de roulis de l'angle de braquage des ailerons. L'aileron gauche était, lors des essais, toujours braqué vers le bas de l'angle β_{Ll}, et l'aileron droit toujours vers le haut de l'angle β_{Lp}, où $(\beta_{Ll}) = (\beta_{Lp})$. Les essais de la stabilité de route ont été faits pour des angles de centrage des planeurs correspondant à la condition de stabilité longitudinale ($c_{mG} = 0$) ainsi que pour des positions des planeurs voisines à $c_{y\,max}$ de la polaire d'équilibre.

Les résultats des essais démontrent que les deux planeurs ont de stabilité longitudinale et de route.

Uwzględniając potrzebę publikowania własności aerodynamicznych nowych konstrukcyj szybowców, podajemy wyniki pomiarów tunelowych przy pomocy wagi o sześciu składowych szybowca dwuosobowego ITS IV *b* i szybowca akrobacyjnego CW 7., konstrukcji Inż. Czerwińskiego Wacława.

Wszelkie oznaczenia i określenia pozostawiono takie same, jak w poprzednich publikacjach [1]). Zasadnicze wymiary modeli, warunki pomiaru i określenia znaków kątów, momentów i sił podano na ryc. 1 i 3.

Wyniki pomiarów ujęto w następujące wykresy:

1). Ryc. 1/1 i 3/1: Biegunowa szybowca, biegunowa równowagi, krzywa momentu, krzywa doskonałości $c_y/c_x = f(c_y)$. Moment wyznaczono dla ITS *IV b* względem prostej, przechodzącej prostopadle do płaszczyzny symetrji płata przez punkt przecięcia się cięciwy profilu w płaszczyźnie symetrji płata ze styczną do profilu prostopadłą do tej cięciwy (punkt 0 na ryc. 1 przy profilu Bobek 6), zaś dla CW 7 względem prostej przechodzącej prostopadle do płaszczyzny symetrji płata przez punkt przecięcia się cięciwy profilu, łączącej jego ostrze ze środkiem koła ściśle stycznego przy krawędzi natarcia, z obrysem profilu (punkt 0 na ryc. 3 przy profilu *W* 192). Spółczynnik momentu c_m odniesiono do głębokości t płata w płaszczyźnie symetrji.

[1]) Porównaj: „Lwowskie Czasopismo Lotnicze" Nr. 7 z r. 1935, str. 4—9.

2). Ryc. 1/2 i 3/2: Krzywe zależności wartości spółczynnika momentu c_{mG} względem prostopadłej do płaszczyzny symetrji przez środek ciężkości szybowca od kąta natarcia α dla różnych wychyleń β steru wysokości. Z krzywych tych wynika, że oba szybowce posiadają stateczność podłużną dla całego zakresu przyjętych do pomiaru kątów natarcia, gdyż spełnia się warunek $\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha} > 0$ dla $c_{mG} = 0$. Prócz tego podano wartości $\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha}$ dla $c_{mG} = 0$.

3). Ryc. 1/3 i 3/3: Krzywe $\beta = f(\alpha)_{c_{mG}=0}$ wedle wykresów na ryc. 1/2 i 3/2 mogą posłużyć do oceny sterowności podłużnej szybowców. Widoczne jest, że warunek $\frac{\partial \beta}{\partial \alpha} < 0$ spełniony jest dla całego zakresu przyjętych kątów natarcia i szybowce są dostatecznie czułe na stery wysokości w zakresie stanów, odpowiadających „zdrowej strudze".

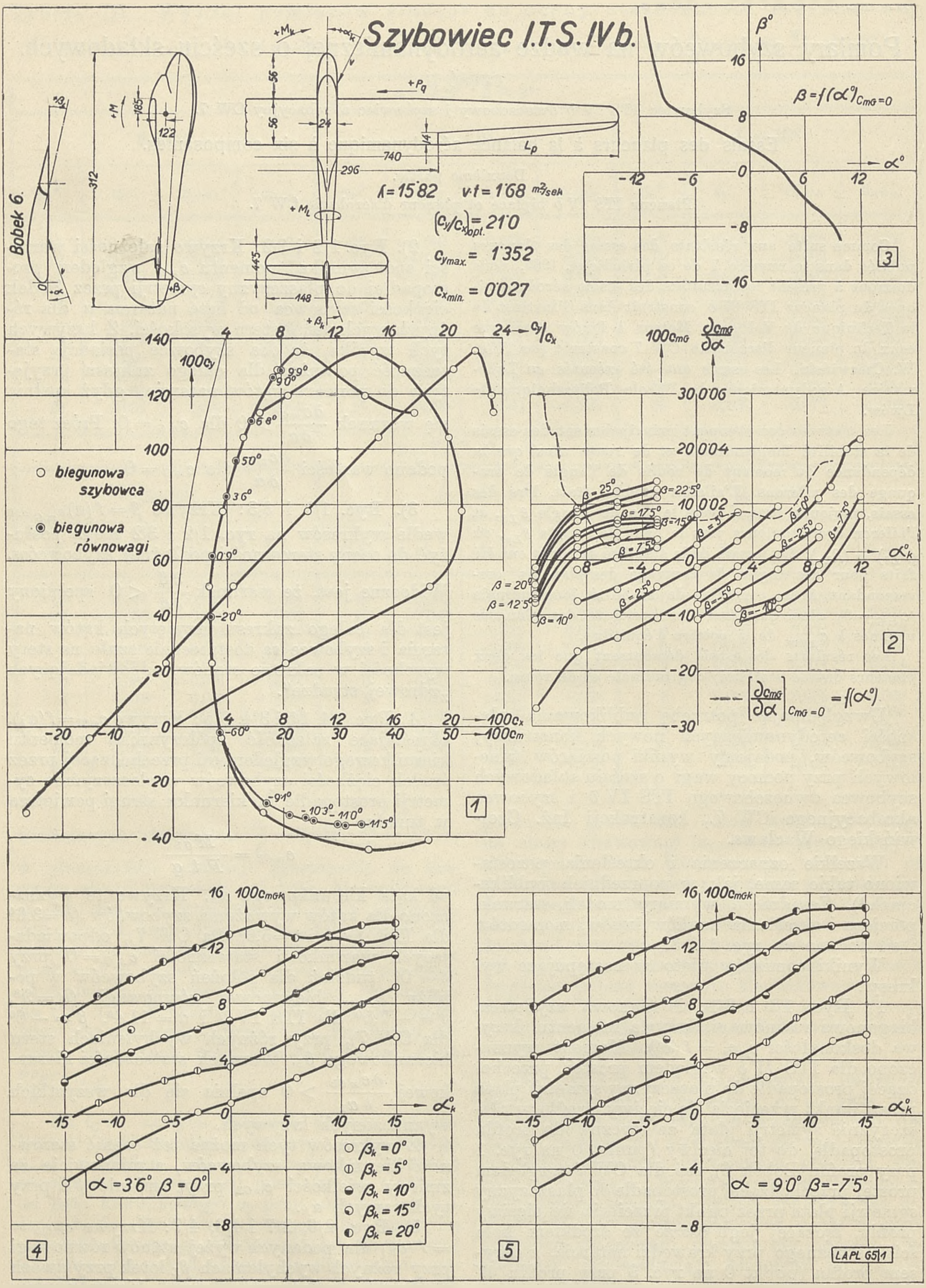
4). Ryc. 1/4, 1/5 i 3/4, 3/5: Krzywe $c_{mGk} = f(\alpha_k)$, określające zależność spółczynnika momentu kierunkowego względem osi przechodzącej przez środek ciężkości szybowców w płaszczyźnie symetrji prostopadle do kierunku strugi powietrza w tunelu

$$c_{mGk} = \frac{M_{Gk}}{F.t.q}$$

od kąta kierunkowego α_k. Krzywe te wyznaczono dla kątów wyważenia szybowców ($\alpha = 3{,}6^0$ dla ITS IV *b* i $\alpha = 5{,}6^0$ dla CW 7), odpowiadających warunkowi stateczności $c_{mG} = 0$ przy $\beta = 0^0$, tudzież dla położeń szybowców w pobliżu $c_{y\,max}$ biegunowej równowagi ($\alpha = 9^0$, $\beta = -7{,}5^0$ dla ITS IV *b* i $\alpha = 11{,}4^0$, $\beta = -6^0$ dla CW 7), przy różnych wychyleniach steru kierunkowego β_k. Warunek stateczności kierunkowej $\frac{\partial c_{mGk}}{\partial \alpha_k} > 0$ spełnia się dla wszystkich wyznaczonych krzywych.

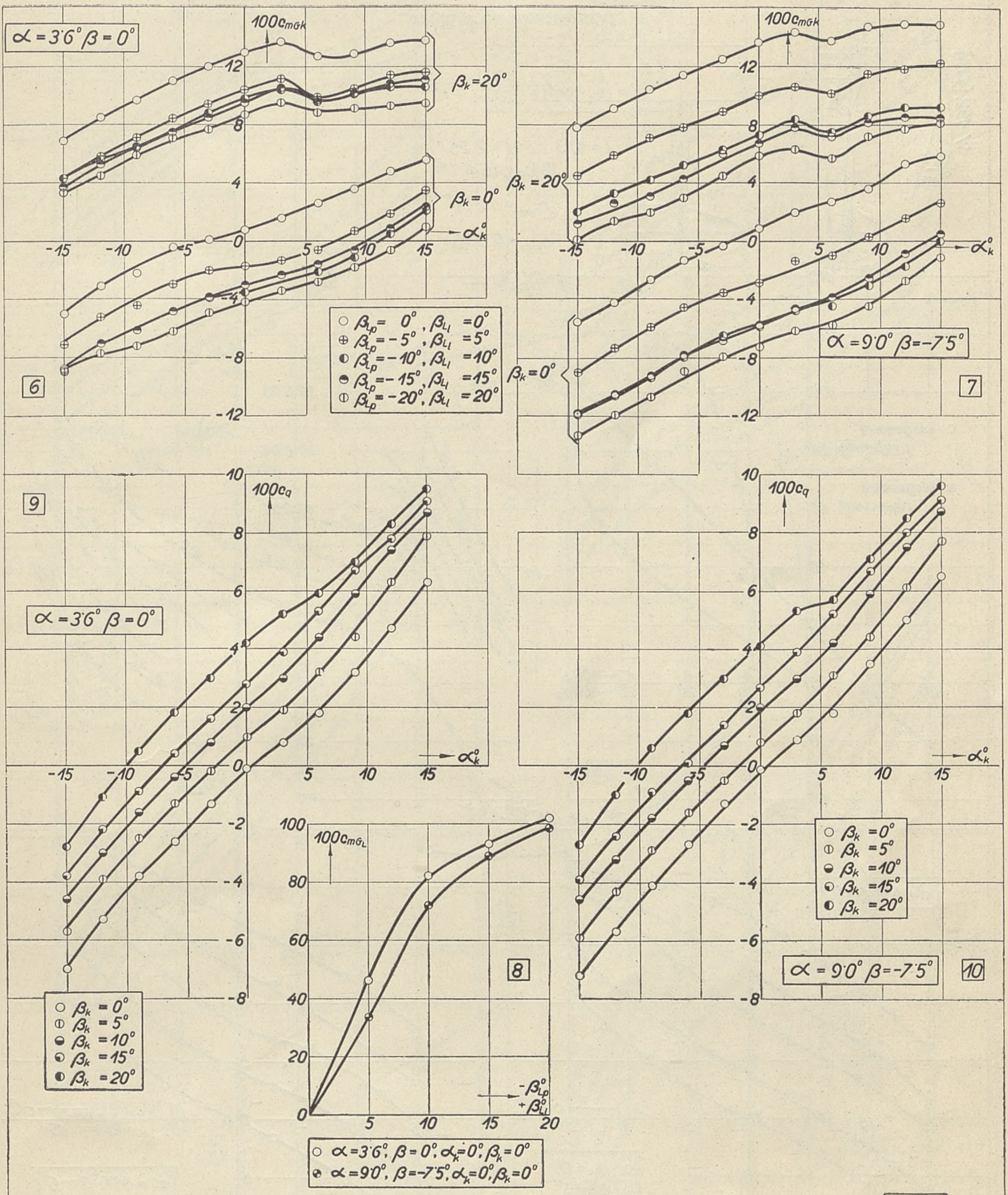
Z wykresów tych można też ocenić sterowność kierunkową szybowców, a mianowicie ze zmiany wielkości c_{mGk} przy zmianie β_k przy tych samych α_k.

5). Ryc. 2/6, 2/7 i 4/6, 4/7: Krzywe $c_{mGk} = f(\alpha_k)$ dla podanych wyżej stanów równowagi przy różnych wychyleniach β_L lotek przy dwóch skrajnych położeniach steru kierunkowego: $\beta_k = 0^0$ i $\beta_k = 20^0$; lotka lewa była przy pomiarze stale wychylana na dół o kąt β_{L_l}, zaś prawa do góry o kąt β_{Lp}, przyczem $|\beta_{L_l}| = |\beta_{Lp}|$.



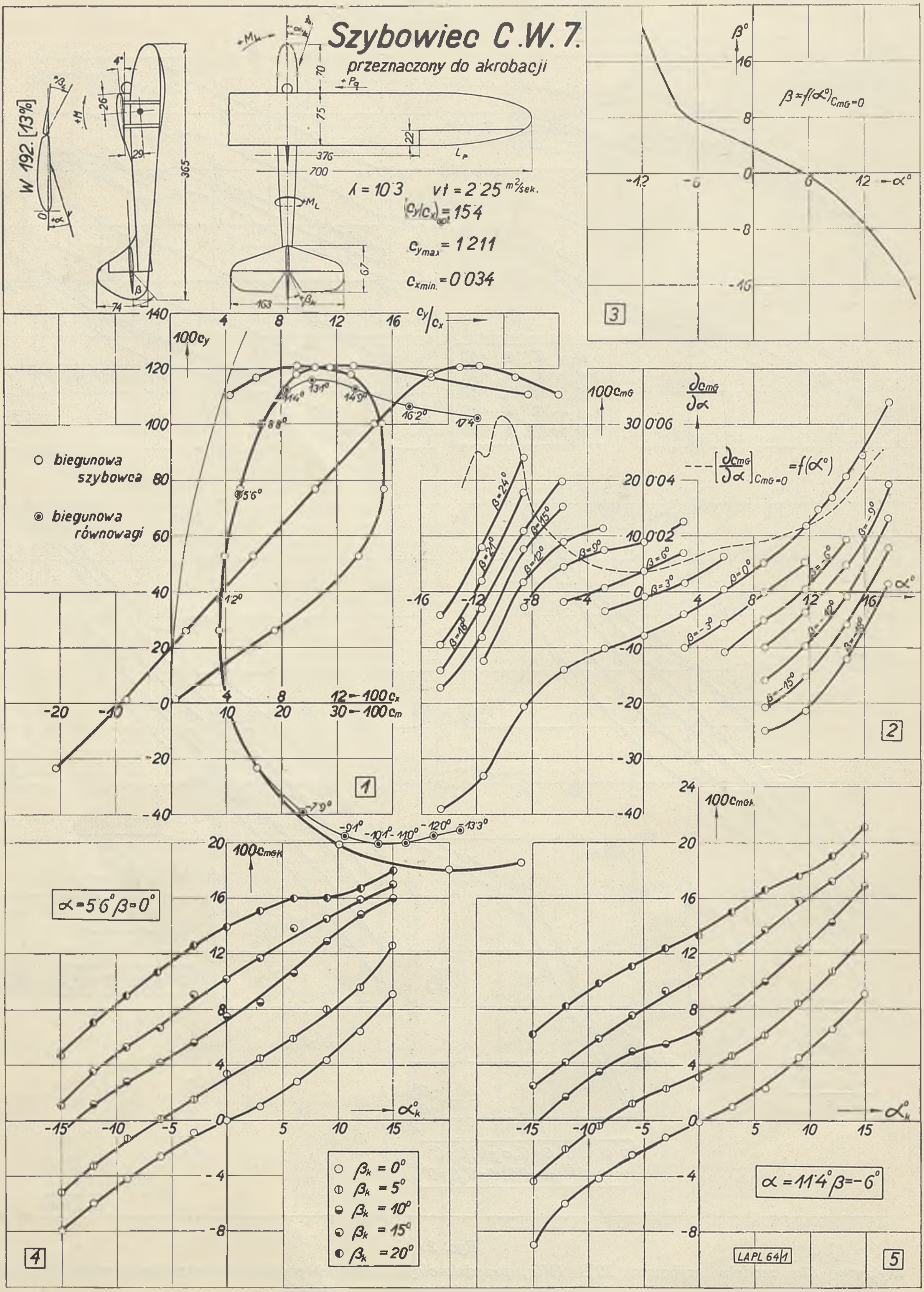
Ryc. 1.

Wykresy dla modelu szybowca ITS IV b, przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny stateczności szybowca w locie.



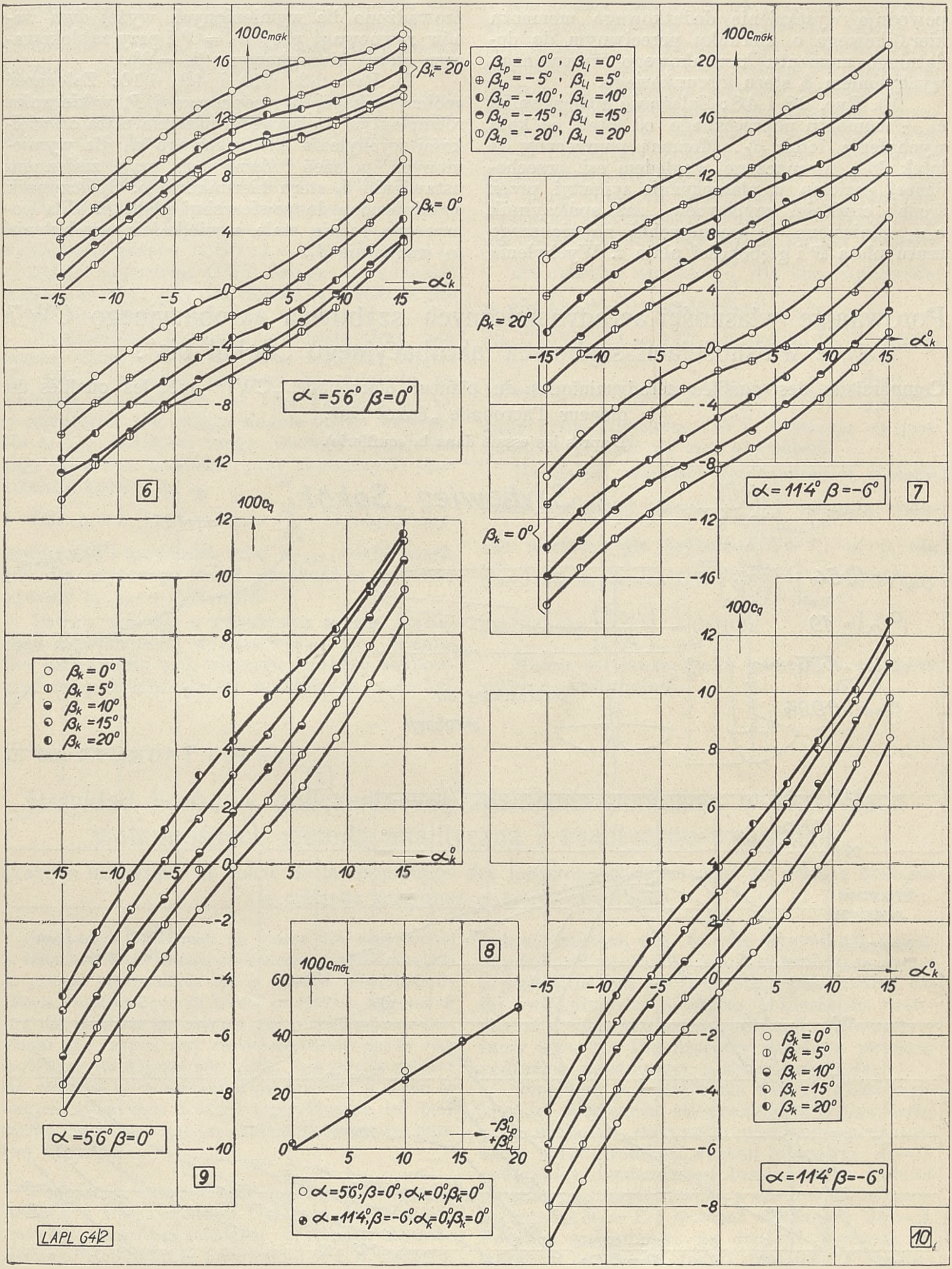
Ryc. 2.

Wykresy dla modelu szybowca ITS IV b, przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny stateczności szybowca w locie.



Ryc. 3.

Wykresy dla modelu szybowca akrobacyjnego CW 7, przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny stateczności szybowca w locie.



Ryc. 4.

Wykresy dla modelu szybowca akrobacyjnego CW 7, przedstawiające wyniki pomiarów aerodynamicznych, służące do oceny stateczności szybowca w locie.

Widoczne jest, że odnośne wychylenia lotek powodują wystąpienie dodatkowego momentu kierunkowego o kierunku przeciwnym do dodatniego momentu kierunkowego wywołanego wychyleniem β_k steru kierunkowego.

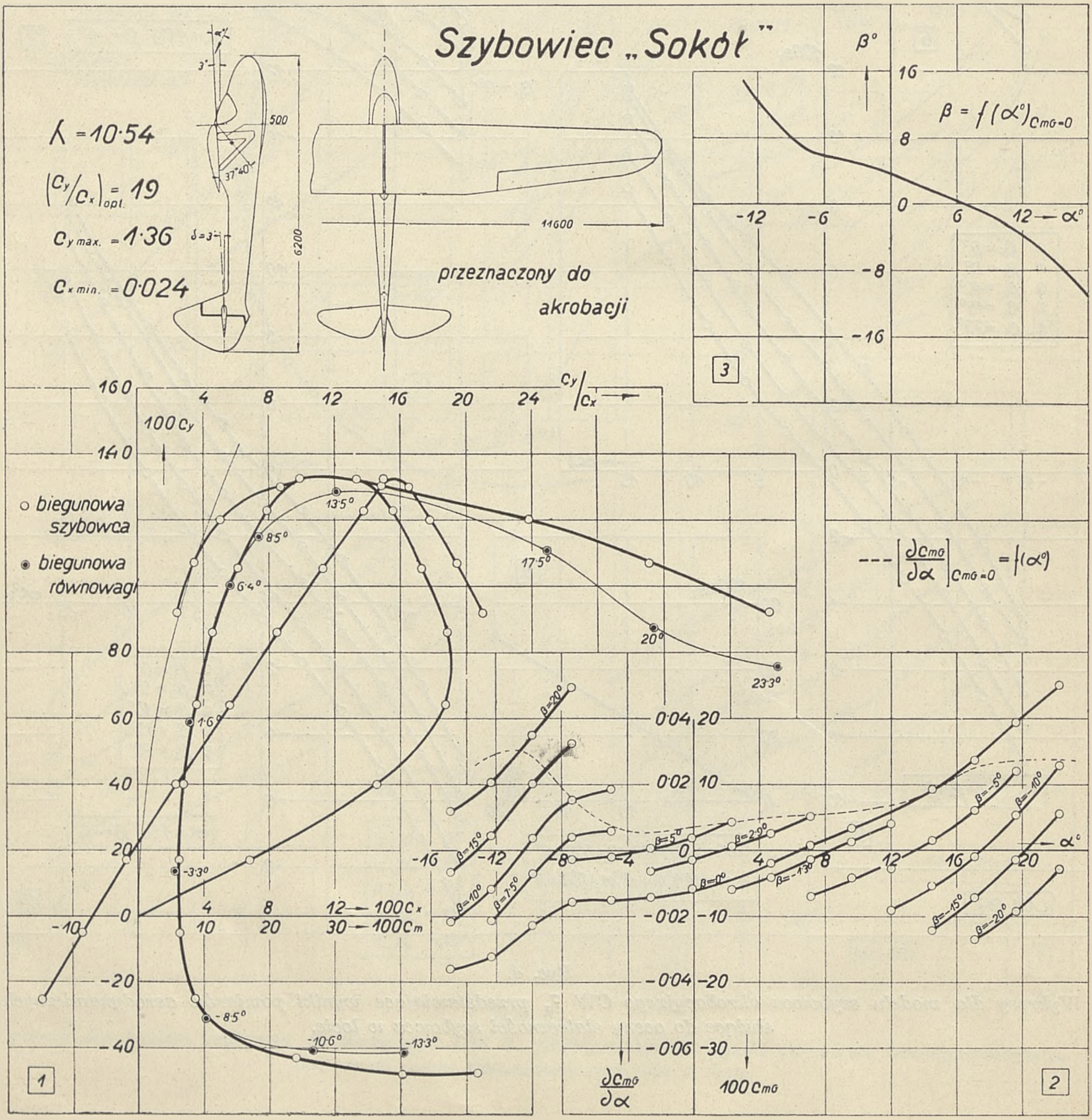
6). Ryc. 2/8 i 4/8: Zależność spółczynnika c_{mGL} momentu poprzecznego od lotek od kąta wychylenia lotek β_L. Moment poprzeczny od lotek M_{GL} wyznaczono względem osi przechodzącej poziomo w płaszczyźnie symetrji przez środek ciężkości szybowców, zaś spółczynnik c_{mGL} odniesiono do powierzchni największego rzutu płata F i głębokości płata t. Wychylenia lotek były takie same jak pod 5). Pomiary przeprowadzono dla wymienionych wyżej dwu stanów równowagi przy $\alpha_k = 0^0$ i przy zablokowanym sterze kierunkowym ($\beta_k = 0^0$).

7). Ryc. 2/9, 2/10 i 4/9, 4/10: Zależność spółczynnika c_q siły poprzecznej P_q w kierunku równoległym do krawędzi natarcia płata od wielkości wychylenia kierunkowego α_k dla wymienionych położeń równowagi przy zmiennem ustawieniu β_k steru kierunkowego. Spółczynnik c_q odniesiono do powierzchni płata F. Siła poprzeczna rośnie stale z wielkością wychylenia α_k względnie β_k.

Porównanie własności aerodynamicznych szybowca akrobacyjnego CW 7 z własnościami szybowca akrobacyjnego „Sokół bis".

Comparaison des qualités aérodynamiques du planeur d'acrobatie „CW7" avec les qualités du planeur d'acrobatie „Sokół bis".

(D'après les essais dans la soufflerie).



Ogłaszając wyniki badań aerodynamicznych modeli szybowców, będziemy w miarę możności dla porównania zestawiać je z wynikami badań modeli maszyn o podobnem przeznaczeniu.

Podając wyniki badań aerodynamicznych modelu szybowca akrobacyjnego CW7, zestawiamy je z wynikami badań Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie nad modelem również akrobacyjnego szybowca „Sokół"[1]).

Porównanie wykresów biegunowych dla modeli szybowców wykazuje, że przy podobnem wydłużeniu płatów (CW7 : $\lambda = 10{,}3$; Sokół : $\lambda = 10{,}54$) szybowiec CW7 osiąga doskonałość $(c_y/c_x)_{max} = 15{,}4$, gdy dla Sokoła wielkość ta dochodzi do $(c_y/c_x)_{max} = 19$.

Najmniejsza szybkość opadania przy tem samem obciążeniu na m^2 pow. skrzydeł będzie dla CW 7 większa zarówno ze względu na mniejszą doskonałość jak i ze względu na to, że szybowiec ten osiąga wogóle niższe wartości dla $c_{y\,max}$, skutkiem czego wartość (c_y/c_x) dla tego szybowca zachodzi przy mniejszych wartościach spółcz. c_y.

Dla $c_y = 1$ i obciążenia $\frac{Q}{S} = 13{,}5\, kg/m^2$ szybowiec CW7 powinien mieć $v_{y\ cy=1} = 0{,}97\ m/sek$, gdy dla szybowca Sokół prędkość ta powinna wynosić $v_{y\ cy=1} = 0{,}82\ m/sek$.

Pewne wnioski o zwrotności można wyciągnąć z porównania wykresów $\beta = f(\alpha)$. Względne porównanie tych własności między szybowcami na podstawie badań tunelowych może być o tyle bliższe prawdy, że naogół dla podobnych kategorji szybowców rozłożenie mas dokoła osi poprzecznej jest podobne. Przy porównywaniu sterowności rzeczywistej dokoła osi podłużnej jedynie na podstawie wartości spółczynników aerodynamicznych należy być znacznie ostrożniejszym. Np. w wypadku szybowców o tej samej rozpiętości, z których jeden ma skrzydło prostokątne i ciężkie, drugi silnie zbieżne i lekkie przy równych spółczynnikach aerodynamicznych, rzeczywista sterowność poprzeczna dla szybowca drugiego będzie naogół większa.

Porównując wartości $\frac{\partial \alpha}{\partial \beta}$ dla obu szybowców w okolicy $\beta = 0$, znajdujemy dla CW 7 $\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \beta}\right)_{\beta=0} = 1{,}67$, dla Sokoła $\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \beta}\right)_{\beta=0} = 2{,}33$.

Również dla innych β niższe wartości $\frac{\partial \alpha}{\partial \beta}$, osiągane przez szybowiec CW 7, wskazują na jego mniejszą czułość na ster głębokości.

Natomiast wartości spółczynników stateczności podłużnej statyt. $\left[\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha}\right]_{c_{mG}=0}$ osiągają większe wartości dla szybowca CW 7; n. p. dla $\beta = 0$ dla szybowca CW 7 $\left[\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha}\right]_{c_{mG}=0} = 0{,}016$, gdy dla Sokoła $\left[\frac{\partial c_{mG}}{\partial \alpha}\right]_{c_{mG}=0} = 0{,}0108$.

Można to uważać jako zaletę dla maszyny szkolno-akrobacyjnej. *W. S.*

[1]) Wyniki te ogłaszamy za zezwoleniem konstruktora.

Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS

Przykład liczbowy obliczenia współdziałania podłużnic w skrzydłach wolnonośnych metodą analityczną i analityczno-wykreślną.

Exemple numérique du calcul de la coopération des longerous dans les ailes en porte à faux par la méthode analytique et grapho-analytique.

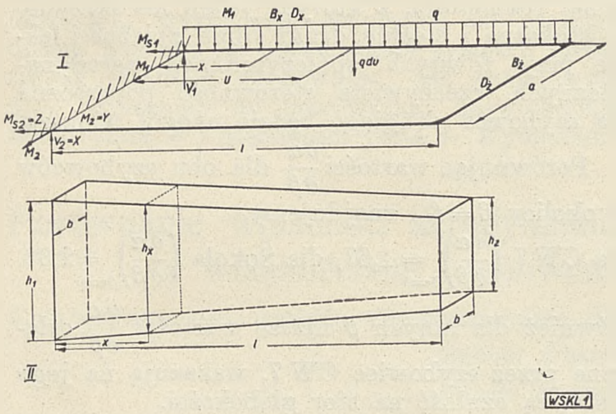
Cet exemple constituait un thème des exercises de la résistance et de la statique des constructions d'avions au groupe aéronautique de la Faculté Mécanique de l'Ecole Polytechnique de Lwów en 1934/35. L'erreur en %% des résultats fin obtenus par la voie grapho-analytique par rapport aux résultats obtenus par la voie analytique ne dépasse pas 4,26%. Les calculs doivent être effectués en se servant d'une machine à calcul et non pas d'une règle à calcul logarythmique, car bien souvent ce ne sont que les chiffres ultérieurs qui décident du résultat.

Podajemy opracowanie jednego z tematów ćwiczeń z wytrzymałości i statyki ustrojów lotniczych na grupie lotniczej Wydziału Mechanicznego Politechniki Lwowskiej w r. n. 1934/35, a mianowicie obliczenie współdziałania podłużnic w skrzydłach jednopłatów w wypadku, gdy dwie identyczne podłużnice o zmiennym przekroju, utwierdzone doskonale na jednym końcu, połączone są ze sobą sztywnie na drugim końcu jednem żebrem, tak, że osie wszystkich trzech prętów tworzą płaską ramę prostokątną; jedna z podłużnic jest przytem obciążona wzdłuż całej swej długości ciężarem jednostajnie rozłożonym w kierunku prostopadłym do płaszczyzny ramy (ryc. 1). Dla prostoty założono przekrój podłużnic prostokątny o stałej szerokości.

Określona powyżej rama tworzy układ trzykrotnie statycznie niewyznaczalny, przyczem jako wielkości statycznie niewyznaczalne możemy obrać: wielkość reakcji pionowej $V_2 = X$ podłużnicy nieobciążonej bezpośrednio, tudzież jej momenty utwierdzenia, a mianowicie moment zginający $M_2 = Y$ i moment skręcający $M_{s_2} = Z$. Pozatem zakładamy, że dodatni kierunek X wskazuje ku górze, dodatni moment Y wygina odnośną podłużnicę wypukłością ku górze, zaś dodatni moment Z skręca podłużnicę dla obserwatora, ustawionego wzdłuż wektora M_{s_1}, w kierunku zgodnym z ruchem wskazówki na tarczy zegara.

Zagadnienie przeliczono wedle rozwiązania podanego przez prof. Dr. M. T. Hubera w „Spra-

wozdaniu Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa“, Nr. 6 z r. 1931 przy zastosowaniu metody Castigliano'a, z pominięciem wpływu sił ścinających. Zagadnienie rozwiązano na dwa sposoby, a mianowicie raz czysto analitycznie, drugi zaś raz przez zastosowanie wykreślnej metody rozwiązywania całek.



Ryc. 1.

I. Schemat ramy, utworzonej przez dwie podłużnice i żebro, tudzież obciążenia.
II. Oznaczenia zasadniczych wymiarów podłużnicy.

Wprowadzamy następujące oznaczenia: niechaj B_x oznacza zmienną sztywność przy zginaniu obu jednakowych podłużnic w miejscu o odciętej x, D_x zmienną sztywność przy skręcaniu podłużnic w tem samem miejscu, zaś $B_{\dot{z}}$ i $D_{\dot{z}}$ stałą sztywność przy zginaniu wzgl. przy skręcaniu żebra, łączącego obie podłużnice. Następnie wprowadzamy oznaczenia funkcyj:

$$\beta=\int_0^l \frac{x^2\,dx}{B_x},\quad \beta'=\int_0^l \frac{x\,dx}{B_x},\quad \beta''=\int_0^l \frac{dx}{B_x},$$

$$\delta=\int_0^l \frac{dx}{D_x},$$

gdzie l oznacza długość podłużnicy, tudzież:

$$\beta_{\dot{z}}=\frac{1}{B_{\dot{z}}}\int_0^a x^2\,dx=\frac{1}{B_{\dot{z}}}\,\frac{a^3}{3}$$

$$\beta'_{\dot{z}}=\frac{1}{B_{\dot{z}}}\int_0^a x\,dx=\frac{1}{B_{\dot{z}}}\,\frac{a^2}{2}$$

$$\delta_{\dot{z}}=\frac{1}{D_{\dot{z}}}\int_0^a dx=\frac{a}{D_{\dot{z}}},$$

gdzie $a=100\,cm$ oznacza odstęp pomiędzy podłużnicami odpowiadający długości żebra.

$$K=2\beta+\frac{a^2}{2}\delta+l^2\delta_{\dot{z}}+\beta_{\dot{z}}-\frac{a}{2}\beta'_{\dot{z}}=$$

$$=2\beta+\frac{a^2}{2}\delta+\frac{a l^2}{D_{\dot{z}}}+\frac{a^3}{12\,B_{\dot{z}}}$$

$$L=2\beta'+l\,\delta_{\dot{z}}=2\beta'+\frac{a\,l}{D_{\dot{z}}}$$

$$N=2\beta''+\delta_{\dot{z}}=2\beta''+\frac{a}{D_{\dot{z}}}$$

$$R_1=\int_0^l q\,du\int_0^u \frac{(u-x)x}{B_x}\,dx$$

$$R_2=\int_0^l q\,du\int_0^u \frac{u-x}{B_x}\,dx.$$

Natenczas następujące równania, odpowiadające równaniom $9a$ i $10a$ cytowanej pracy prof. Hubera, służą do wyznaczenia wymienionych trzech wielkości statycznie niewyznaczalnych:

$$KX-LY+R_1=0$$

$$LX-NY+R_2=0$$

$$X=\frac{2}{a}Z,$$

z których:

$$X=V_2=\frac{LR_2-NR_1}{KN-L^2}$$

$$Y=M_2=\frac{KR_2-LR_1}{KN-L^2}$$

$$Z=M_{s2}=\frac{a}{2}X.$$

Załóżmy obecnie, że przekrój podłużnicy jest prostokątem o bokach b i h_x, przyczem $b=2{,}5\,cm$, zaś $(h_x)_{x=0}=h_1=9\,cm$, tudzież $(h_x)_{x=l=250\,cm}=$ $=h_2=6\,cm$; materjał podłużnic określony jest przez pierwszy spółczynnik sprężystości $E=$ $=10^5\,kg/cm^2$ i drugi spółczynnik sprężystości $G=10^4\,kg/cm^2$. Natenczas:

$$B_x=\frac{b\,h_x^{\,3}}{12}E,\quad D_x=\frac{b^3\,h_x}{12}G$$ [1]).

Ponieważ, jak łatwo stwierdzić:

$$h_x=h_1\left(1-\frac{x}{750}\right)$$

przy założeniu długości podłużnic $l=250\,cm$, przeto:

$$B_x=15187500\left(1-\frac{x}{750}\right)^3 kg\ cm^2$$

$$D_x=\ 468750\ \left(1-\frac{x}{750}\right) kg\ cm^2.$$

Dla żeberka obieramy:

$$B_{\dot{z}}=5.10^5\,kg\ cm^2$$

$$D_{\dot{z}}=5{\cdot}5.10^3\,kg\ cm^2.$$

Obecnie wyznaczamy wartości całek:

$$\beta=\int_0^l \frac{x^2\,dx}{B_x}=\frac{750^3}{15187500}\Bigg|_0^{l=250}\left[\frac{1}{2\left(1-\frac{x}{750}\right)^2}-\frac{2}{1-\frac{x}{750}}-ln\left(1-\frac{x}{750}\right)\right]=0{\cdot}875\,\frac{cm}{kg},$$

$$\beta'=\int_0^l \frac{x\,dx}{B_x}=\frac{750^2}{15187500}\Bigg|_0^{l=250}\left[\frac{1}{2\left(1-\frac{x}{750}\right)^2}-\frac{1}{1-\frac{x}{750}}\right]=0{\cdot}004629629\,\frac{1}{kg}$$

---

[1]) Föppl A. i L.: „Drang und Zwang“, II T., München-Berlin 1920, str. 90, wzór 60.

$$\beta''=\int_0^l \frac{dx}{B_x}=\frac{750}{15187500}\Bigg|_0^{l=250}\frac{1}{2\left(1-\frac{x}{750}\right)^2}=0{\cdot}00003086419\,\frac{1}{kg\,cm}$$

$$\delta=\int_0^l \frac{dx}{D_x}=-\frac{750}{468750}\Bigg|_0^{l=250} ln\left(1-\frac{x}{750}\right)=0{\cdot}0006504\,\frac{1}{kg\,cm}$$

$$\beta_{\dot z}=\frac{a^3}{3B_{\dot z}}=0{\cdot}66667\,\frac{cm}{kg},\ \beta'_{\dot z}=\frac{a^2}{2B_{\dot z}}=0{\cdot}01\,\frac{1}{kg},\quad \delta_{\dot z}=\frac{a}{D_{\dot z}}=0{\cdot}018182\,\frac{1}{kg\,cm}$$

$$F_1(u)=\int_0^u \frac{(u-x)\,x}{B_x}\,dx=\frac{750^2}{2.15187500}\left\{u-\frac{750}{1-\frac{u}{750}}+2\,ln\left(1-\frac{u}{750}\right)-750\right\}$$

$$\int_0^l F_1(u)\,du=\frac{750^4}{15187500}\Bigg|_0^{l=250}\left\{\frac{1}{4}\left(1-\frac{u}{750}\right)^2+\left(1-\frac{u}{750}\right)-\left(\frac{3}{2}-\frac{u}{750}\right)ln\left(1-\frac{u}{750}\right)\right\}=$$

$$=17{\cdot}84896\,\frac{cm^2}{kg}.$$

Zakładając $q=0{\cdot}4\ kg/cm$, otrzymujemy:

$$R_1=q\int_0^l F_1(u)\,du=7{\cdot}139584\ cm$$

$$F_2(u)=\int_0^u \frac{u-x}{B_x}\,dx=\frac{750}{15187500}\left\{\frac{u-750}{2\left(1-\frac{u}{750}\right)^2}+\frac{750}{1-\frac{u}{750}}-\frac{1}{2}(u+750)\right\}$$

$$\int_0^l F_2(u)\,du=\frac{750^3}{15187500}\Bigg|_0^{l=250}\left\{\left(1-\frac{u}{750}\right)-\frac{1}{4}\left(1-\frac{u}{750}\right)^2-\frac{1}{2}\,ln\left(1-\frac{u}{750}\right)\right\}=0{\cdot}230667\,\frac{cm}{kg},$$

skąd:

$$R_2=q\int_0^l F_2(u)\,du=0{\cdot}0922668.$$

Na podstawie otrzymanych wyników wyznaczamy wartości:

$$K=2\beta+\frac{a^2}{2}\delta+\frac{al^2}{D_{\dot z}}+\frac{a^3}{12B_{\dot z}}=1141{\cdot}53227\,\frac{cm}{kg}$$

$$L=2\beta'+\frac{a\,l}{D_{\dot z}}=4{\cdot}554759\,\frac{1}{kg}$$

$$N=2\beta''+\frac{a}{D_{\dot z}}=0{\cdot}01824373\,\frac{1}{kg\,cm}.$$

Wobec tego reakcja:

$$V_2=\frac{LR_2-NR_1}{KN-L^2}=\mathbf{3{\cdot}626}\ kg$$

tudzież momenty utwierdzenia:

$$M_2=\frac{KR_2-LR_1}{KN-L^2}=\mathbf{910{\cdot}33}\ kg\ cm$$

$$M_{s_1}=\frac{a}{2}V_2=\mathbf{181{\cdot}30}\ kg\ cm$$

Współdziałanie podłużnicy nieobciążonej z podłużnicą obciążoną jednostajnie wzdłuż całej swej długości ciężarem $q\ kg/cm\ b$ wynosi:

$$w\,\%=100\,\frac{M_2}{\frac{1}{2}q\,l^2}=7{\cdot}28\,\%.$$

Obecnie podajemy wyniki otrzymane przy pomocy wykreślnej metody rozwiązywania wyszczególnionych powyżej całek. Wszystkie wykresy wraz z wynikami otrzymanemi przez planimetrowanie pól, zawartych pomiędzy krzywemi i osiami spółrzędnych, przedstawione są na ryc. 2. Wartości spółrzędnych dla funkcyj:

$$\frac{1}{D_x}=f(x),\quad \frac{1}{B_x}=f(x),\quad \frac{x}{B_x}=f(x),\quad \frac{x^2}{B_x}=f(x)$$

podane są w tabeli I, zaś dla funkcyj:

$$\frac{u-x}{B_x}=f(x),\quad \frac{(u-x)\,x}{B_x}=f(x)$$

w tabeli III. Tabela II zawiera zestawienie wartości całek:

$$\int_0^l\frac{dx}{D_x},\quad \int_0^l\frac{dx}{B_x},\quad \int_0^l\frac{x\,dx}{B_x},\quad \int_0^l\frac{x^2\,dx}{B_x}$$

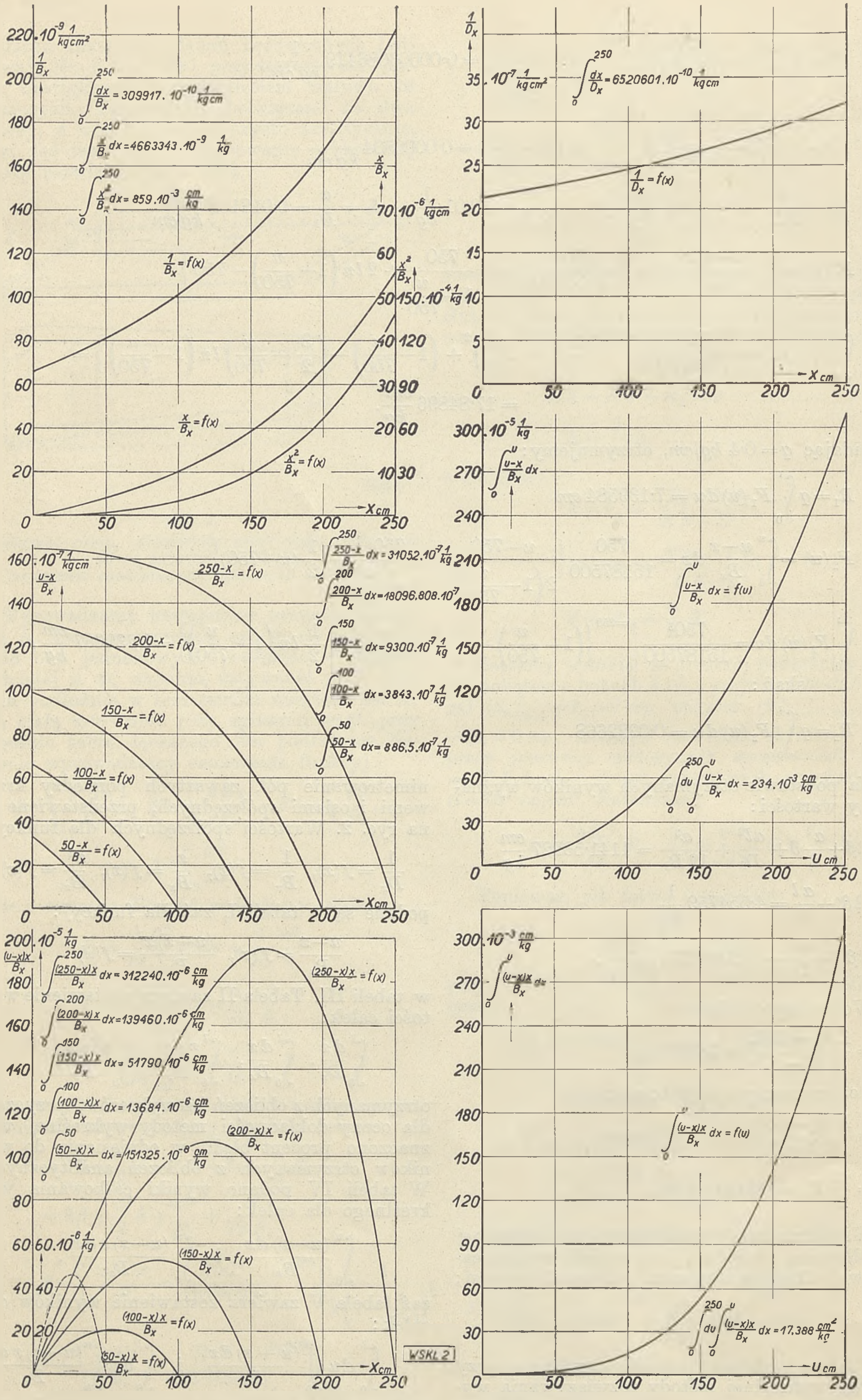
otrzymanych z obliczeń i z wykresów, przyczem dla oceny dokładności metody wykreślnej wyznaczono procent błędu w odniesieniu do wyników otrzymanych z obliczeń analitycznych. W tabeli IV podano wyniki całkowania wykreślnego dla całek:

$$\int_0^u\frac{(u-x)\,dx}{B_x}\quad \text{i}\quad \int_0^u\frac{(u-x)\,x\,dx}{B_x},$$

zaś tabela V zawiera zestawienie wyników dla całek:

$$\int_0^l du\int_0^u\frac{(u-x)\,dx}{B_x}\quad \text{i}\quad \int_0^l du\int_0^u\frac{(u-x)\,x\,dx}{B_x}$$

otrzymanych z obliczenia analitycznego i z wykresów.



Ryc. 2.

Wykresy funkcyj dla wykreślnego wyznaczenia całek przy obliczeniu współdziałania podłużnic.

Tabela I.

x_{cm}	D_x $kg\ cm^2$	$10^{11}\dfrac{1}{D_x}\ \dfrac{1}{kg\ cm^2}$	B_x $kg\ cm^2$	$10^{13}\dfrac{1}{B_x}\ \dfrac{1}{kg\ cm^2}$	$10^{12}\dfrac{x}{B_x}\ \dfrac{1}{kg\ cm}$	$10^{11}\dfrac{x^2}{B_x}\ \dfrac{1}{kg}$
0	468750,0	213333	15187500	658436	0	0
50	437498,4	228572	12347700	809867	4049335	20246675
100	406251,6	246152	9886600	1011470	10114700	101147000
150	375004,7	266663	7776300	1285950	19289250	289338750
200	343753,1	290906	5989600	1669560	33391200	667824000
250	312501,6	319998	4500100	2222170	55554250	1388856250

Tabela II.

	$10^8\int\limits_0^{250}\dfrac{dx}{D_x}\ \dfrac{1}{kg\ cm}$	$10^{11}\int\limits_0^{250}\dfrac{dx}{B_x}\ \dfrac{1}{kg\ cm}$	$10^9\int\limits_0^{250}\dfrac{x}{B_x}dx\ \dfrac{1}{kg}$	$10^3\int\limits_0^{250}\dfrac{x^2}{B_x}dx\ \dfrac{cm}{kg}$
z obliczenia	65040	3086419	4629629	875
z wykresu	65206	3099173	4663343	859
błąd w %	+0,25	+0,41	+0,72	−1,8

Tabela III.

	$10^{12}\dfrac{u-x}{B_x}\ \dfrac{1}{kg\ cm}$				
u_{cm} / x_{cm}	50	100	150	200	250
0	3292181	6584360	9876540	13168720	16460900
10	2741942	6169369			
20	2142122	5712327	9282530	12852730	16422940
30	1488427	5209496			
40	776102	4656613	8537120	12417630	16298140
50	0	4049337			
60		3382263	7610090	11837920	16065750
70		2650246			
80		1847182	6465140	11083090	15701050
90		966202			
100		0	5057350	10114700	15172000
120			3332740	8887300	14441800
140			1223810	7342860	13461900
150			0		
160				5410010	12172520
180				2999850	10499470
200				0	8348220
220					5597320
240					2094060
250					0

	$10^{12}\dfrac{(u-x)x}{B_x}\ \dfrac{1}{kg}$				
u_{cm} / x_{cm}	50	100	150	200	250
0	0	0	0	0	0
10	27419420	61693690			
20	42842440	114246540	185650600	257054600	328458800
30	44652810	156284880			
40	31044080	186264520	341484800	496705200	651925600
50	0	202466850			
60		202935780	456605400	710275200	963945000
70		185517220			
80		147774560	517211200	886647200	1256084000
90		86958180			
100		0	505735000	1011470000	1517200000
120			399928800	1066476000	1733016000
140			171333400	1028000400	1884666000
150			0		
160				865601600	1947603200
180				539973000	1889904600
200				0	1669644000
220					1231410400
240					502574400
250					0

Tabela IV.

u_{cm}	50	100	150	200	250
$10^9\int\limits_0^u\dfrac{u-x}{B_x}dx\ \dfrac{1}{kg}$	88650	384300	930000	1809681	3105200
$10^8\int\limits_0^u\dfrac{(u-x)\,x}{B_x}dx\ \dfrac{cm}{kg}$	151325	1368400	5179000	13946000	31224000

Tabela V.

	$\int_0^l du \int_0^u \frac{u-x}{B_x} dx \frac{cm}{kg}$	$\int_0^l du \int_0^u \frac{(u-x)\,x}{B_x} dx \frac{cm^2}{kg}$
z obliczenia . .	0,230667	17,84896
z wykresu	0,234000	17,38800
błąd w %	+1,44	—2,58

Na podstawie wyników otrzymanych metodą wykreślną obliczamy wartości:

$$K = 1141{,}5086 \frac{cm}{kg}$$

$$L = 4{,}5548267 \frac{1}{kg}$$

$$N = 0{,}01824398 \frac{1}{kg\ cm}$$

$$R_1 = 6{,}9552\ cm$$

$$R_2 = 0{,}0936$$

$$V_2 = 3{,}755\ kg$$

$$M_2 = 948{,}926\ kg\ cm$$

$$M_{s_2} = 187{,}752\ kg\ cm,$$

wobec czego współdziałanie podłużnicy nieobciążonej bezpośrednio z podłużnicą obciążoną ciężarem q $kg/cm\ b$:

$$w = 7{,}59\%.$$

Procent błędu dla wyników końcowych otrzymanych drogą analityczno-wykreślną w stosunku do wyników otrzymanych metodą czysto analityczną wynosi:

dla $V_2 \ldots +3{,}56\%$
$M_2 \ldots +4{,}24\%$
$M_{s_2} \ldots +3{,}56\%$
$w \ \ldots +4{,}26\%$,

co wobec przybliżeń stosowanych przy założeniach jest niewątpliwie wystarczające dla celów technicznych.

Należy podkreślić, że przy obliczeniach analitycznych powinno się liczyć na maszynie do rachowania, a nie na suwaku logarytmicznym, gdyż niejednokrotnie dopiero dalsze cyfry znaczące decydują o wyniku.

BIULETYN INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

† NOWOTNY ADAM — JABŁOŃSKI ZYGMUNT STEFAN.

Pomiar stateczności statycznej podłużnej szybowców w locie.

Mesure en vol de la stabilité statique longitudinale des planeurs.

L'article présente la méthodes d'exécution des mesures en vol de la stabilité statique longitudinale des planeurs et donne un exemple pratique d'exécution des mesures basées sur cette méthode.

L' I. T. S. s'est chargé de l'élaboration de la mesure en vol de la stabilité statique longitudinale des planeurs en prenant en considération le remplasement par une mesure de l'evaluation subjective des qualités du vol des planeurs par les pilotes.

Cette méthode se base sur la mesure des coefficients c_m pour différentes positions du centre de gravité et pour le même braquage du gouvernail de profondeur $\beta = \text{const}$.

Le raisonnement des auteurs motivant cette méthode est le suivant:

Ayant rappelé la définition de la stabilité statique les auteurs transforment les formules dans une forme plus convenable à l'application dans la pratique de mesures, en exprimant le coefficient de la stabilité statique longitudinale par $\mu' = \frac{dc_{mg}}{dc_n}$ (5 a) an lieu de $\frac{dc_{mg}}{di}$, car la détermination du coefficient c_n est plus facile en se basant sur la vitesse du vol et le poids en vol que la mesure de l'angle d'attaque.

La mesure consiste dans le détermination 1) de $\frac{dc_n}{d\beta}$ (coefficient de maniabilité) et 2) de $\left(\frac{\partial c_{mg}}{\partial c_n}\right)_{\beta=\text{const}}$.

La valeur du coefficient de maniabilité peut être du gouvernail de profondeur correspondant à cette vitesse et l'inclinaison de la corde de l'aile sur l'horisontale.

On a fait la mesure du coefficient du maniabilité pour différentes positions du centre de gravité. Les changes de la position du centre de gravité ont été obtenues en plaçant des poids convenables sur le nez, ou la queue du planeur. Le résultat fut la détermination de $c_n = f(\beta)$ pour différentes positions du centre de gravité (fig. 7 et 8).

On a évalué la valeur de $\frac{\partial c_{mg}}{\partial c_n}$ par la voie suivante: on déterminait différentes positions du centre de gravité et on trouvait pour ces positions les valeurs de c_n correspondant à l'état d'equilibre.

On calculait les valeurs du cofficient c_m par rapport à la position choisie du centre de gravité en se servant de la formule (14). On a obtenu ainsi les courbes $c_{mg} = f(c_n)_{\beta=\text{const}}$; la pente de ces courbes a déterminé $\mu = \frac{\partial c_{mg}}{\partial c_n}$.

En conaissant $\frac{dc_n}{d\beta}$ et $\frac{\partial c_{mg}}{\partial c_n}$, on calculait à l'aide de la formule (8) les valeurs du coefficien t d'efficacité $\frac{\partial c_{mg}}{\partial \beta}$.

Les mesures ont été faites sur planeur I. T. S. II à l'aide de l'instrument Askania à enrégistrement quadruple qui notait:

1. la pression dynamique (la vitesse)
2. la position de la corde de l'aile par rapport à l'hoirizontale (à l'aide d'une petite pendule).

La braquage du gouvernail de profondeur β détarminé à l'aide d'un instrument construé par l'I. T S. et la position du centre de gravité par le pesage sur deux bascules.

Dans le suite de l'article lés auteurs discutent le degré d'exactitude des mesures et donnent des conclusions.

Przegląd treści.

1. Oznaczenia.
2. Wstęp. Cel pomiarów.
3. Rodzaje pomiarów.
4. Definicja stateczności. Problem.
5. Określenie spółczynników.
6. Sposób pomiaru w locie spółczynników:
   a) spółczynnika zwrotności,
   b) spółczynnika stateczności statycznej,
   c) spółczynnika czułości (skuteczności) steru.
7. Instrumenty.
8. Stopień dokładności.
9. Zestawienie wyników.
10. Wnioski.
11. Przypuszczalne przyczyny różnic pomiarów w locie i tunelu.
12. Zakończenie.
14. Literatura.

1. Oznaczenia.

i^0 — kąt natarcia wzgl. cięciwy płata.

β^0 — kąt wychylenia steru wysokości.

φ^0 — kąt nachylenia cięciwy płata wzgl. poziomu.

c_y — spółczynnik wyporu szybowca.

c_x — spółczynnik oporu szybowca.

c_r — spółczynnik reakcji aerodynamicznej.

c_n — spółczynnik składowej normalnej reakcji aerodynamicznej.

c_t — spółczynnik składowej stycznej reakcji aerodynamicznej.

c_m — spółczynnik mom. szyb. wzgl. krawędzi natarcia.

c_{mg} — spółczynnik mom. szyb. wzgl. środka ciężkości.

M_g *kgm* — moment aerodynamiczny wzgl. środka ciężkości szybowca.

δ *kg*/*m*³ — ciężar właściwy powietrza.

g m/*sek*² — przyśpieszenie grawitacji.

q kg/*m*² — ciśnienie szybkości.

v m/*sek* — szybkość lotu szybowca.

*S m*² — powierzchnia nośna.

Z m — głębokość płata.

Q kg — ciężar szybowca w locie.

Q/*S kg*/*m*² — obciążenie jednostkowe.

t_o, t_1 *m* — odległość środka ciężkości od przedniej krawędzi (w kierunku stycznej do cięciwy).

n_o, n_1 *m* — odległość środka ciężkości odprzedniej krawedzi (w kierunku normalnej do cięciwy).

$\mu = \frac{\partial c_{mg}}{\partial c_n}$ — spółczynnik stateczności statycznej podł.

$\nu = \frac{\partial c_{mg}}{\partial \beta}$ — spółczynnik czułości steru wysokości.

$\varrho = \frac{d c_n}{d \beta}$ spółczynnik zwrotności.

k — spółczynnik Toussaint'a.

2. Wstęp. Cel pomiarów w locie.

Na wzór pomiarów wykonanych zagranicą (Niemcy, Holandja, U. S. A.) na samolotach motorowych, Instytut Techniki Szybownictwa we Lwowie wykonał w ubiegłym roku pomiary stateczności statycznej podłużnej szybowców w locie.

Pomiary w locie stawiają sobie najczęściej za zadanie wyznaczenie wielkości spółczynników, charakteryzujących własności aerodynamiczne szybowców. Pomiary takie stanowią ostateczną kontrolę przewidywań konstruktora, opartych (przynajmniej dotychczas) na pomiarach laboratoryjnych. Więc przez pomiary w locie i następne ich porównanie z badaniami tunelowemi, możemy wyznaczyć poprawki, które należałoby uwzględniać przy określaniu własności nowych szybowców, dla których mamy wykonane dmuchania w tunelu aerodynamicznym.

3. Rodzaje pomiarów w locie.

Własności szybowców, określone na podstawie badań tunelowych, mogą być sprawdzone w locie jakościowo lub ilościowo.

Badania w locie dla jakościowego określenia stateczności, sterowności i wogóle sprawności szybowca, mają jedynie za cel sprawdzenie przez jednego lub wielu pilotów czy szybowiec jest zdatny do użytku, do którego był zgóry przeznaczony; czy nie przedstawia specjalnych trudności w pilotażu i czy spełnia założone warunki bezpieczeństwa.

Widać z tego, że oceny jakościowe, przeprowadzane przez instytucje kontrolujące są zależne od „nastroju“ pilota, który przeprowadza badanie. Jego wnioski są wnioskami subjektywnemi, które zasadniczo nie powinny być miarodajnemi dla techniki. Zbyt daleko posuniętą subjektywność tych wniosków zmniejsza się przez wypośrodkowanie „wrażeń“ poszczególnych pilotów, oblatujących badaną maszynę. Stąd konieczność wprowadzenia jednostajnych druków z pytaniami dla pilotów.

Próby jakościowe mimo swych wad nie mogą być zarzucone. Należy je uważać za badania wstępne, (które pozwalają na usunięcie bardziej uchwytnych dla pilota właściwości ujemnych maszyny: np. drgania, zbyt widoczna niestateczność i t. p.), przed podjęciem badań właściwych, któremi mogą być jedynie pomiary ilościowe. — Wprawdzie i przy pomiarach ilościowych wpływ pilota („l'équation personelle“) się objawia, lecz jest on tak mały, że można go zupełnie pominąć. Podczas takiego ilościowego pomiaru pilot nic nie mówi i nie pisze, gdyż przyrządy rejestrują

wielkości, które pozwalają na wyznaczenie spółczynników liczbowych, charakteryzujących (np. stateczności właściwej, zwrotności i czułości steru wysokości) dany szybowiec.

Wnioski z tych badań wysnute, poparte cyframi, jako niezależne od osoby, która pomiar wykonała, mogą być wykorzystane do dalszego doskonalenia konstrukcji.

Instytut Techniki Szybownictwa wykonał narazie pomiary jakościowe i ilościowe, odnoszące się do stateczności statycznej podłużnej [1]), których celem najpierwszym było ustalenie metody pomiaru spółczynników [13]:

a) stateczności statycznej podłużnej (stateczności właściwej),
b) zwrotności,
c) czułości steru wysokości.

4. Definicja stateczności.

Lot trwały, podłużny w atmosferze określony jest następującemi wielkościami [18]:

a) szybkością lotu v,
b) kątem natarcia płata i,
c) pochyleniem toru względem poziomu Θ,
d) wychyleniem steru wysokości β,

W locie tak określonym siły i momenty, działające na szybowiec są w równowadze.

Wyobraźmy sobie, że pod wpływem jakiegoś czynnika ruch ustalony uległ zaburzeniu tak, że kąt natarcia zmienił się o wartość Δi. Zmiana kąta natarcia wywoła zmianę momentu reakcji aerodynamicznej w odniesieniu do środka ciężkości szybowca. Mówimy wtedy: Szybowiec jest stateczny statycznie o ile posiada zdolność (tendencję) powracania do pierwotnego stanu ruchu ustalonego, po nagłem wytrąceniu go ze stanu równowagi przez jakiekolwiek krótkotrwałe zaburzenie [1], [18].

Studjum stateczności statycznej sprowadza się do wyznaczenia wielkości sił i momentów, które powstają po zaburzeniu i zbadania czy te momenty mają tendencję, czy też nie, przywrócenia szybowca do jego położenia początkowego. Znajomość tych sił i momentów jest niezbędna dla studjum stateczności dynamicznej. Wniosek stąd, że badanie stateczności statycznej jest wstępem do badania stateczności dynamicznej [1].

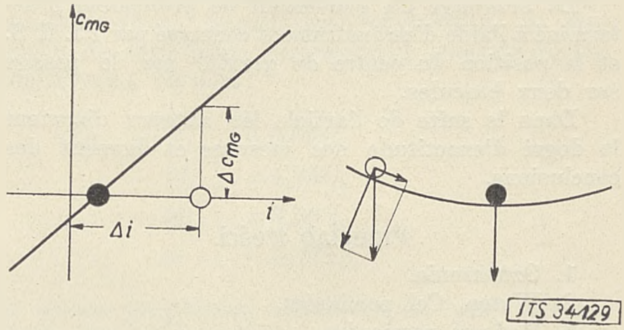
Na podstawie tego, co wyżej powiedziano, możemy podać następujące określenia: Szybowiec jest stateczny statycznie, jeśli przyrost momentu reakcji aerodynamicznej, wywołany nagłą zmianą kąta natarcia płata, ma kierunek przeciwny niż wykonany obrót [18]. (Jeśli kąt natarcia rośnie, to powstały moment stara się go zmniejszyć i odwrotnie). Ryc. 1 przedstawia nam schematycznie stan, o którym mowa.

Jeżeli przyrost momentu jest tego samego kierunku, co wykonany obrót, to szybowiec jest statycznie niestateczny. Przyrost momentu stara się bowiem powiększyć obrót (por. ryc. 2). (Moment ma znak + jeśli kieruje szybowiec na głowę).

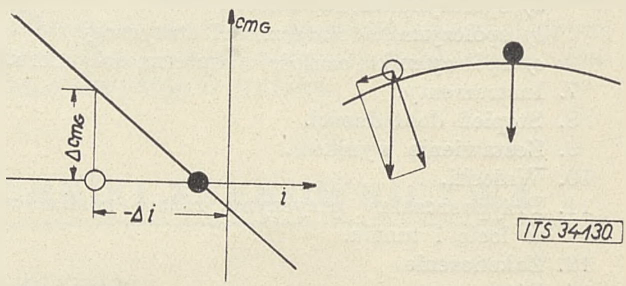
[1]) Z powodu braku szybowców ilość wykonanych pomiarów jest naogół skąpa.

5. Określenie spółczynników, odnoszących się do stateczności statycznej podłużnej.

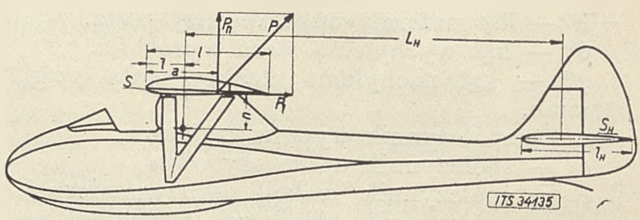
Niech P oznacza wypadkową oddziaływań powietrza na poszczególne elementy szybowca. Siła ta (ryc. 3) nazywa się reakcją aerodynamiczną. Siłę tę określamy zapomocą jej składowych



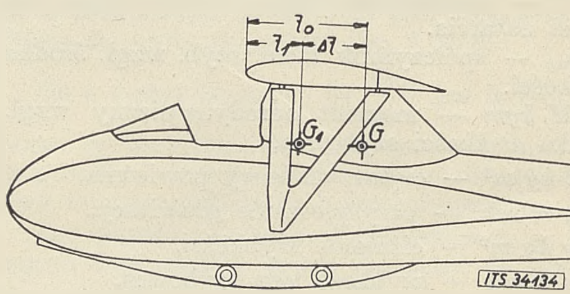
Ryc. 1.
Przykład układu statecznego statycznie.



Ryc. 2.
Przykład układu niestatecznego statycznie.



Ryc. 3.
Uproszczony schemat działania sił aerodynamicznych na szybowiec.



Ryc. 3 a.
Przesunięcie środka ciężkości.

[13] P_n oraz P_t. Moment siły P_n względem krawędzi natarcia płata jest równy

$$M_0 = a . P_n.$$

Zaś moment aerodynamiczny względem środka ciężkości, określonego spółrzędnemi n i t jest równy :

(1) $M_G = -P_n(t-a) - P_t.n = M_0 - P_n t - P_t n$

$$M_G = c_{mg}\frac{\delta}{2g}v^2 Sl.$$

W celu uproszczenia rozważań przyjęto, że płat oddziaływa tylko na usterzenie poziome [4, 5, 6, 18]. Inne elementy uważamy za wolne od wpływu płata. Stąd wniosek, że moment, a więc i spółczynnik c_{mg} jest funkcją tylko dwu zmiennych: kąta natarcia płata i oraz kąta wychylenia steru wysokości β. W rzeczywistości wszystkie elementy szybowca znajdują się w polu oddziaływania płata. Zależność tę możemy wyrazić w formie

(2) . . . . . $c_{mG} = f(i^0, \beta^0)$ lub

$$c_{mG} = f(c_n, \beta^0).$$

Przyrost momentu reakcji aerodynamicznej przy zmianie kąta natarcia $o + \Delta i$ jest równy

(3) . . . . $\Delta M_G = \frac{\delta}{2g}v^2 Sl\frac{dc_{mG}}{di}\Delta i$

Zaś stosunek przyrostu momentu do przyrostu kąta wynosi:

(4) . . . . . $\frac{\Delta M_G}{\Delta i} = \frac{\delta}{2g}v^2 Sl\frac{dc_{mG}}{di}$

Oznaczamy:

(5) . . . . $\mu = \frac{dc_{mG}}{di}.$

Jest to spółczynnik zależny jedynie od własności aerodynamicznych szybowca. Wielkość tę nazywamy spółczynnikiem stateczności statycznej podłużnej [2]) lub statecznością właściwą [13, 18, 4].

Dla lotu statecznego trwałego muszą być spełnione następujące warunki:

a) dla równowagi

$$M_G = 0$$

b) dla stateczności

$$\frac{dM_G}{di} > 0.$$

Przechodząc do spółczynników, warunki te możemy przedstawić w formie:

$$a')\quad c_{mG} = 0$$

$$b')\quad \frac{dc_{mG}}{dc_n} > 0.$$

Ponieważ możemy przyjąć z dostateczną ścisłością, że w zakresie użytkowych kątów natarcia spółczynnik c_n, jest proporcjonalny do $\sphericalangle i$, zatem miarą stateczności statycznej podłużnej może być wyrażenie:

(5 a) . . . . . . $\mu' = \frac{dc_{mG}}{dc_n}$

oznaczające stosunek przyrostu spółczynnika momentu do przyrostu spółczynnika składowej normalnej reakcji aerodynamicznej.

Ta wartość jest wygodniejszą do wyznaczenia, ponieważ zamiast pomiaru kąta natarcia płata, wystarczy zmierzyć szybkość szybowca względem powietrza co jest znacznie łatwiejsze do wykonania.

Z drugiej strony w locie rzeczywistym jedynie istotną wielkością, od której zależy rodzaj ruchu i jego bezpieczeństwo, jest wartość siły nośnej, a nie wielkość geometryczna kąta natarcia.

Wiemy już, że

(2 a) . . . . . $c_{mG} = f(c_n, \beta).$

Różniczka zupełna spółczynnika momentu szybowca wynosi:

(6) . . . $dc_{mG} = \frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n}dc_n + \frac{\partial c_{mG}}{\partial \beta}.d\beta$

Jeśli dla pewnej pary wartości c_n oraz β szybowiec jest w równowadze (pomiary wykonujemy dla lotu ślizgowego), wówczas z warunku równowagi mamy:

$$dc_{mG} = 0,$$

czyli:

(6 a) . . . $\frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n}dc_n + \frac{\partial c_{mG}}{\partial \beta}d\beta = 0$

Dalej

(7) . . . . $\frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n} = -\frac{\partial c_{mG}}{\partial \beta}.\frac{d\beta}{dc_n},$

względnie

(8) . . . . . $\frac{\partial c_{mG}}{\partial \beta} = -\frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n}.\frac{dc_n}{d\beta}.$

Z zależności (7) i (8) możemy skorzystać dla wyznaczenia jednego ze spółczynników, jeżeli dwa z nich potrafimy zmierzyć. Spółczynniki te nazywamy [4, 18, 13]:

$\frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n} = \mu$ — spółczynnikiem stateczności statycznej podłużnej lub statecznością właściwą.

$\frac{\partial c_{mG}}{\partial \beta} = V$ — spółczynnikiem skuteczności statycznej (lub czułości) steru wysokości.

(9) $\frac{dc_n}{d\beta} = -\frac{V}{\mu} = \varrho$ — spółczynnikiem zwrotności.

6. *Pomiar w locie spółczynników, odnoszących się do stateczności statycznej podłużnej.*

a) S p ó ł c z y n n i k   z w r o t n o ś c i.

Spółczynnik $\frac{d\beta}{dc_n}$ względnie $\frac{dc_n}{d\beta}$, podający zmianę spółczynnika siły normalnej w zależności od kata wychylenia steru, a będący przyjętą miarą zwrotności, można wyznaczyć, mierząc

---

[2]) Alayrac przyjmuje za spółczynnik stateczności statycznej podłużnej wyrażenie:

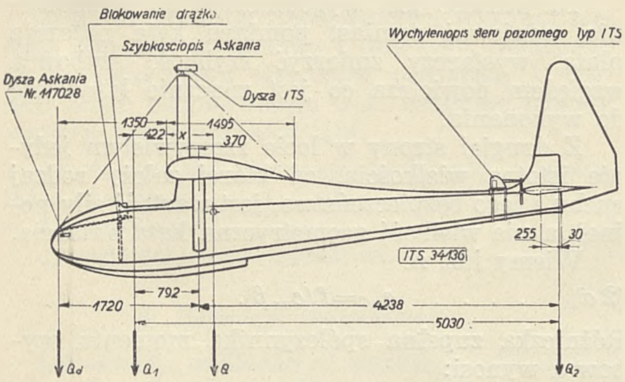
$$I_s = \frac{dM_G}{di} = \frac{\delta}{2g}v^2 Sl\mu,$$

zaś Toussaint:

$$T_s = \frac{g}{Q}\frac{dM_G}{di} = \frac{g}{Q}\frac{\delta}{2g}v^2 Sl\mu = \frac{g}{Q}I_s.$$

Są to spółczynniki niewygodne w użyciu, gdyż uwzględniają własności konstrukcyjne szybowców (ciężar, powierzchnia nośna, głębokość płata).

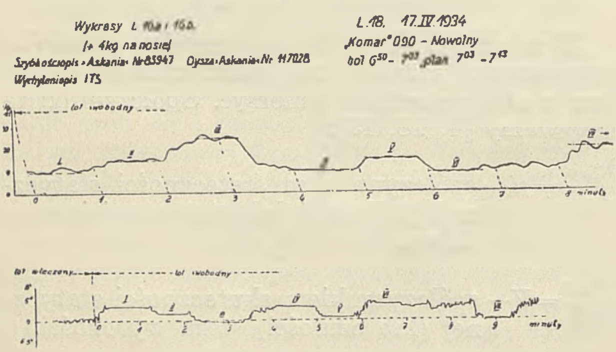
w locie szybowym jednostajnym przynależne sobie wartości szybkości po torze, kąta wychylenia steru poziomego i kąta nachylenia płata względem poziomu. Do tego celu wystarczą trzy przyrządy: szybkościopis, wychyleniopis steru poziomego oraz pochyleniopis wahadełkowy. Ryc. 4 podaje nam schemat rozmieszczenia przyrządów pomiarowych.



Ryc. 4.

Schemat rozmieszczenia przyrządów pomiarowych.

Postępowanie w czasie pomiaru było następujące: w locie ustalamy przez pewien okres czasu, wynoszący ~ 1 min., szybkości stopniowe co 10 *km/h*, rozpoczynając od szybkości 100 do 120 *km/h*, a kończąc na szybkości najmniejszej (chcemy wykorzystać cały zakres szybkości). — W tym celu potrzebne jest urządzenie do blokowania drążka sterowego. Po ustaleniu się danej szybkości zaznaczamy zapomocą synchronizatora początek pomiaru na wszystkich przyrządach. Następnie trzymając nieruchomo stery, należy przeczekać około 1 min., zaznaczyć znów koniec pomiaru na danej szybkości. Poczem przechodzimy do pomiaru przy innej szybkości — postępując jak poprzednio.



Ryc. 5.

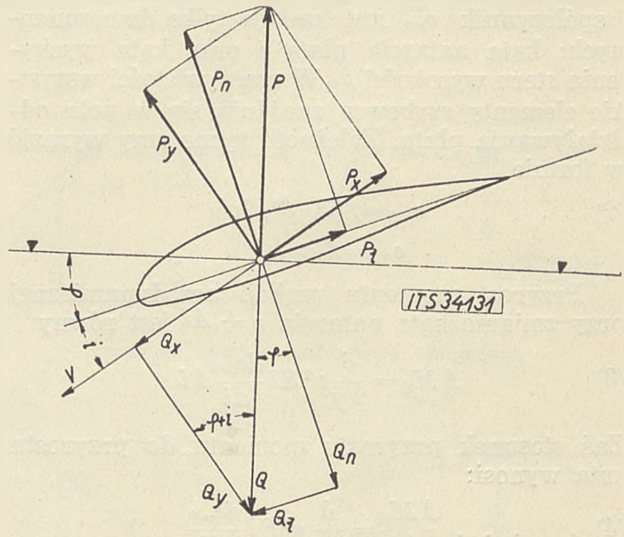
Dane z pomiarów w locie.

Jako wynik pomiaru otrzymamy wykresy (ryc. 5): szybkości, względnie ciśnienia szybkości, wychylenia steru wysokości oraz kąta pochylenia cięciwy płata jako funkcje czasu. Mamy więc wyznaczone następujące zależności:

$$q = f(t)$$
$$\beta = f(t)$$
$$\varphi = f(t)$$

Eliminując t, uzależnić możemy te wartości bezpośrednio od siebie. Dla każdej wartości t, otrzymujemy dwójki liczb, charakteryzujące lot szybowca w danej chwili.

Znając obciążenie jednostki powierzchni nośnej dla danego q możemy wyznaczyć wielkość spółczynnika wypadkowej aerodynamicznej szybowca. Mamy bowiem (ryc. 6)



Ryc. 6.

Uproszczony schemat sił działających na płat.

$$c_r\, q\,.\,S = Q, \quad \text{skąd}$$

$$(10) \;.\;.\;.\;.\;.\;.\quad c_r = \frac{Q/S}{q}$$

Wiemy także, że

$$P_n = P \cos\varphi, \text{ a więc także}$$

$$(11) \;.\;.\;.\quad c_n = c_r \cos\varphi = \frac{Q/S}{q} \cos\varphi$$

Mając dane:

$q = f(\beta)$ oraz

$c_n = f(q, \varphi)$, wyznaczymy zależność

$c_n = f(\beta)$.

Na Tab. I i Tab. II mamy zestawione wyniki pomiarów. Na ryc. 7 i ryc. 8 przedstawiono graficznie zależności $c_n = f(\beta)$ dla różnych położeń środka ciężkości. Krzywe te pozwalają nam na wyznaczenie wartości spółczynnika zwrotności szybowca

$$\varrho = \frac{d\,c_n}{d\,\beta}.$$

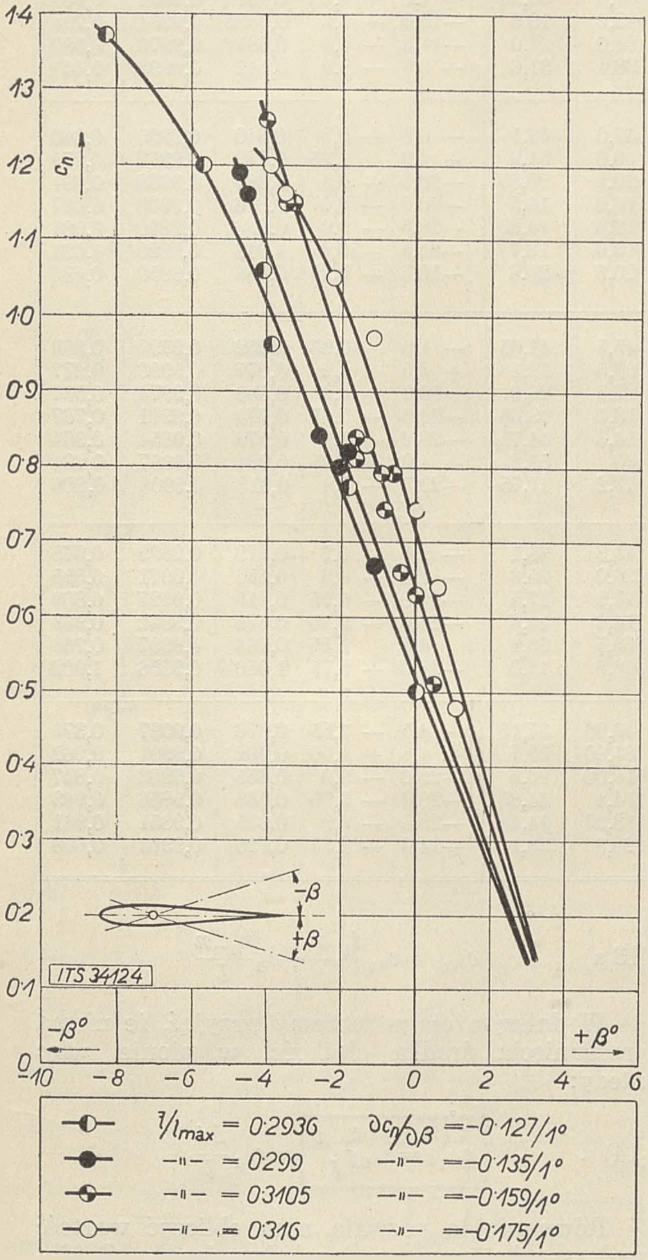
b) S p ó ł c z y n n i k s t a t e c z n o ś c i s t a t y c z n e j.

Pomiar spółczynnika stateczności statycznej podłużnej polega na pomiarze zwrotności przy różnych położeniach środka ciężkości.

Przed każdym lotem należy wyznaczyć położenie środka ciężkości szybowca (na wadze). — Przez umieszczenie balastu na nosie, względnie na końcu kadłuba zmieniamy przed każdym lotem położenie środka ciężkości. Jeżeli normalnie środek ciężkości leży w ~ 0,3 głębokości płata,

to dla przeciętnego szybowca wystarczy przez dodanie maksymalnie 10 *kg* na nosie, względnie 5 *kg* na ogonie, przesunięcie śodka ciężkości od ∼0,2 do ∼0,5 *l*.

Większe przesunięcia są niepotrzebne i niewskazane. Ze względu na bezpieczeństwo pilota należy balast zmieniać stopniowo, co 1 *kg* na nosie, względnie co 0,5 *kg* na ogonie. Zwrotność bo-



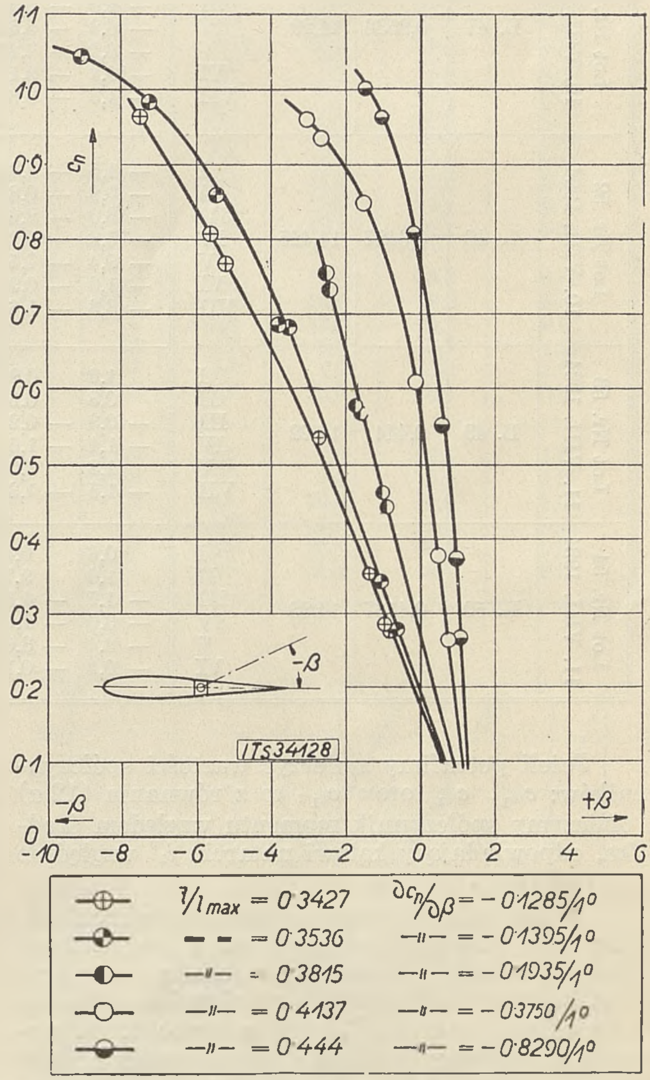
Ryc. 7.

Wykresy c_n jako funkcja β dla szybowca „Komar“.

wiem szybowca zmienia się znacznie ze zmianą położenia środka ciężkości. Przy stopniowej zmianie balastu, pilotowi nie trudno ocenić dopuszczalną, ze względu na bezpieczeństwo, granicę przesunięcia środka ciężkości.

Jako wynik pomiarów przeprowadzonych dla kilku położeń środka ciężkości, otrzymaliśmy pęk krzywych (por. ryc. 7 i ryc. 8): $c_n = f(\beta)$. Każda z tych krzywych przynależy do jednego środka ciężkości.

W locie ślizgowym (stan równowagi statycznej) wypadkowa reakcji aerodynamicznej przechodzi przez środek ciężkości szybowca i jest równa co do wartości ciężarowi. Moment jej względem środka ciężkości jest równy zeru. Jeżeli temu stanowi ruchu odpowiada kąt natarcia i°, to spółczynniki charakteryzujące własności aerodynamiczne szybowca mają odpowiednie pojedyncze wartości: c_n, c_t, c_r oraz c_m. Jeżeli teraz pod wpływem krótkotrwałego zaburzenia kąt natarcia zmieni się, osiągając wielkości $i_1{}^0$, to reakcja aerodynamiczna ogólnie przesunie się i wtedy daje moment względem środka ciężkości. Moment ten (jeżeli szybowiec jest stateczny statycznie) stara się przywrócić szybowiec do stanu



Ryc. 8.

Wykresy c_n jako funkcja β dla szybowca ITS II.

ruchu przed zaburzeniem. Temu nowemu kątowi natarcia $\sphericalangle i_1{}^0$ odpowiadają spółczynniki: c_{n1}, c_{t1}, c_{r1} oraz c_{m1}. Spółczynnik momentu względem środka ciężkości szybowca w pierwszym wypadku jest równy [13]:

$$(12) \quad . \quad . \quad . \quad c_{mG} = c_m - \frac{t}{l}c_n - \frac{n}{l}c_t = 0$$

W drugim zaś odpowiednio:

$$(12\,a) \quad . \quad c_{m1G} = c_{m1} - \frac{t}{l}c_{n1} - \frac{n}{l}c_t = 0,$$

Tabela I. Zestawienie wyników z pomiarów dla szybowca „ITS II“.

L. p. i data lotu	L. p. wykresu	t/l_{max}	$k\,kg/m^2$	Odcinek wykresu	β mm odczyt	β^0	q mm odczyt	q kg/m^2	φ mm odczyt	φ^0	$c_r = \frac{k}{q}$	$\cos\varphi$	$c_n = c_r \cos\varphi$
Lot Nr. 49 9. VIII. 1934	L. 45	0,3815	13,95	I	— 2,8	— 2,5	17,8	18,4	—18,5	— 6,4	0,758	0,9938	0,754
				II	— 1,8	— 1,6	24,5	24,5	—12,0	— 4,2	0,5695	0,9974	0,568
				III	— 1,1	— 1,0	32,0	30,25	— 7,0	— 2,4	0,461	0,9991	0,461
				IV	— 2,7	— 2,4	18,2	18,9	—19,0	— 6,6	0,7385	0,9934	0,734
				V	— 1,9	— 1,7	24,0	24,0	—11,5	— 4,0	0,581	0,9976	0,580
				VI	— 1,0	— 0,9	33,4	31,6	— 6,3	— 2,2	0,442	0,9993	0,441
Lot Nr. 51 10. VIII. 1934	L. 47	0,3536	14,29	I	— 1,3	— 1,1	47,0	42,1	— 0,8	— 0,3	0,340	0,9999	0,340
				II	— 0,7	— 0,6	60,0	51,2	+ 4,0	+ 1,35	0,279	0,9997	0,279
				III	— 4,0	— 3,5	20,2	20,85	—18,5	— 6,4	0,685	0,9938	0,681
				IV	— 6,2	— 5,5	16,0	16,5	—23,0	— 8,0	0,866	0,9903	0,857
				V	— 8,2	— 7,25	13,8	14,35	—28,5	— 9,9	0,996	0,9850	0,981
				VI	—10,2	— 9,1	13,0	13,7	—31,5	—10,9	1,043	0,9820	1,024
				VII	— 4,3	— 3,8	20,3	20,8	—16,5	— 5,75	0,686	0,9950	0,683
Lot Nr. 52 10. VIII. 1934	L. 48	0,3427	14,425	I	— 1,5	— 1,35	45,5	41,05	— 1,0	— 0,35	0,352	0,9999	0,352
				II	— 0,8	— 0,8	61,5	52,1	+ 3,5	+ 1,2	0,277	0,9998	0,277
				III	— 3,0	— 2,65	27,5	26,8	—12,0	— 4,2	0,539	0,9974	0,537
				IV	— 5,8	— 5,2	18,0	18,65	—22,0	— 7,65	0,774	0,9911	0,767
				V	— 8,4	— 7,5	14,3	14,75	—28,2	— 9,8	0,978	0,9854	0,964
				VI	— 1,0	— 0,95	60	51,2	+ 4,0	+ 1,35	0,284	0,9997	0,284
				VII	— 6,3	— 5,6	17,2	17,75	—22,5	— 7,8	0,813	0,9908	0,S06
Lot Nr. 53 11. VIII. 1934	L. 49	0,444	14,22	I	1,2	0,95	41,3	38,1	— 2,0	— 0,7	0,373	0,9999	0,373
				II	0,8	0,60	26,0	25,6	—12,5	— 4,3	0,556	0,0971	0,555
				III	— 0,3	— 0,2	17,0	17,5	—20,0	— 6,95	0,815	0,9927	0,809
				IV	— 1,1	— 1,0	14,2	14,6	—26,3	— 9,15	0,975	0,9872	0,963
				V	1,3	1,05	63,5	53,4	4,5	1,55	0,266	0,9997	0,266
				VII	— 1,5	— 1,3	13,8	14,0	—28,0	— 9,75	1,016	0,9856	1,002
Lot Nr. 54 11. VIII. 1934	L. 50	0,4137	14,88	I	0,6	0,45	40,00	37,15	— 4,5	— 1,55	0,376	0,9997	0,376
				II	1,0	9,75	64,00	53,7	+ 4,5	+ 1,50	0,262	0,9997	0,262
				III	— 1,7	— 1,5	16,00	16,5	—23,0	— 8,0	0,855	0,9903	0,847
				IV	— 3,0	— 2,65	14,4	14,85	—28,0	— 9,75	0,948	0,9856	0,943
				V	— 3,4	— 3,0	13,95	14,45	—28,5	— 9,9	0,975	0,9851	0,961
				VI	— 0,1	— 0,1	22,9	23,1	—14,0	— 4,85	0,610	0,9964	0,608

Jeżeli potrafimy zmierzyć wartości spółczynników: c_{m_1}, c_{n_1} oraz c_{t_1}, to z równania (12 *a*) obliczymy spółczynnik momentu względem środka, odpowiadający kątowi natarcia i_1^0 względnie wartości c_{n_1}.

W tym celu przesuwamy środek ciężkości tak, aby przy locie na kącie natarcia i_1^0, wypadkowa reakcja aerodynamiczna przechodziła przez środek ciężkości G_1. (Musimy pamiętać o zachowaniu stałego kąta $\sphericalangle\beta^0$, gdyż w przeciwnym wypadku szybowiec zmieniłby swój kształt i kątowi i^0_1 odpowiadałyby inne wartości spółczynników) i znanym sposobem wyznaczamy $c_n = f(\beta)$. Dla tego nowego środka ciężkości G_1 równanie na wyznaczenie spółczynnika momentu względem niego ma postać:

$$(12\,b) \quad . \quad c_{m_1 G_1} = c_{m_1} - \frac{t_1}{l} c_{n_1} - \frac{n_1}{l} c_{t_1} = 0\,.$$

Odejmując stronami równanie (12 *b*) od równania (12 a) otrzymamy:

$$(12) \quad . \quad . \quad c_{m_1 G} - c_{m_1 G_1} = c_{n_1} \frac{t_1 - t}{l} + c_{t_1} \frac{n_1 - n}{l}$$

Ale wiemy, że $c_{m_1 G_1} = 0$ (lot ślizgowy, stat. statycznie) więc ostatecznie otrzymamy:

$$(13\,a) \quad . \quad . \quad . \quad c_{m_1 G} = c_{n_1} \frac{t_1 - t}{l} + c_{t_1} \frac{n_1 - n}{l}$$

W dalszym ciągu możemy przyjąć, że niema przesunięcia środka ciężkości w pionie, więc wtedy:

$$(14) \quad . \quad . \quad . \quad \boxed{c_{m_1 G} = c_{n_1} \frac{t_1 - t}{l}} = c_{n_1} \frac{\Delta t}{l}$$

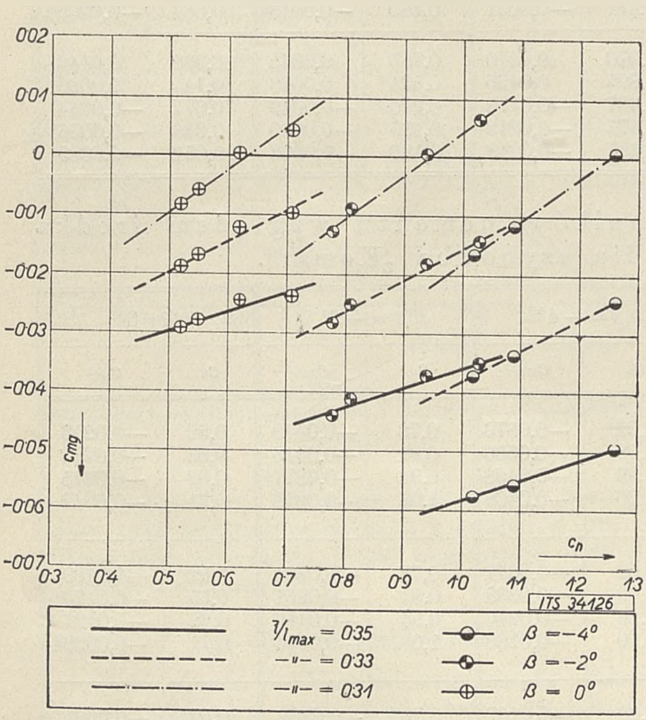
Równanie to pozwala nam obliczyć wartość spółczynnika momentu względem środka G (dowolnie obranego), odpowiadającego wartości spółczynnika siły normalnej c_{n_1}. Przesunięcie środka ciężkości wyznaczamy rachunkiem, ważąc szybowiec przed każdym lotem na dwu wagach. (Por. ryc. 3 *a*).

Zmieniając kilkakrotnie położenie środka i mierząc odpowiednie spółczynniki c_n, odpowiadające lotowi jednostajnemu, przy zachowaniu stałego kąta wychylenia steru wysokości, obliczyć możemy wartości spółczynników momentu względem dowolnego środka ciężkości. Nanosząc te wartości na wykres (ryc. 9 i 10), otrzymamy zależność

$$c_{mG} = f(c_n)_{\beta = \text{const}}.$$

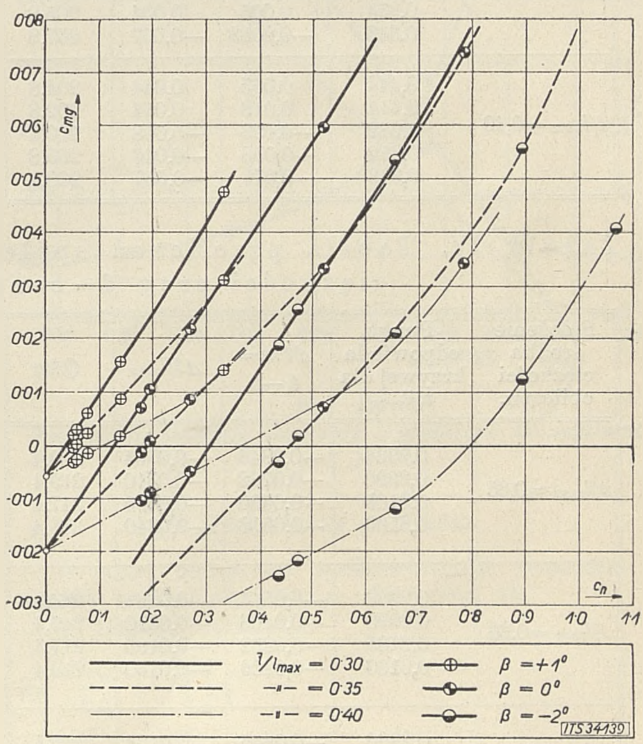
Tabela II. Zestawienie wyników z pomiarów dla szybowca „Komar".

L. p. i data lotu	L. p. wykresu	l/l_{max}	$k=Q/S$ kg/m^2	Odcinek wykresu	β *mm* odczyt	β^0	*q mm* odczyt	q kg/m^2	$c_n \cong \frac{k}{q}$
L. 16 17. IV. 1934	L. 14 *a* i 14 *b*	0,316	12,56	I	— 6,5	—3,9	8,5	10,5	1,20
				II	— 6,0	—3,5	8,8	10,8	1,16
				III	0,0	0,0	15,0	17,0	0,74
				IV	2,0	1,1	24,0	26,0	0,48
				V	1,2	0,6	17,5	19,6	0,64
				VI	— 1,8	—1,1	11,0	13,0	0,97
				VII	— 3,8	—2,2	10,0	12,0	1,05
				VIII	— 2,2	—1,3	13,0	15,1	0,83
L. 18 17. IV. 1934	L. 16 *a* i 16 *b*	0,3105	12,62	I	— 6,0	—3,9	9,0	11,0	1,15
				II	— 2,7	—1,6	13,5	15,6	0,81
				III	0,8	0,45	23,0	25,0	0,51
				IV	— 5,5	—3,3	9,0	11,0	1,15
				V	— 1,0	—0,6	14,0	16,0	0,79
				VI	— 6,6	—4,0	8,0	10,0	1,26
				VII	0,0	0,0	18,0	20,0	0,63
L. 20 17. IV. 1934	L. 18 *a* i 18 *b*			IX	— 1,5	—0,9	14,0	16,0	0,79
				X	— 0,6	—0,4	17,2	19,3	0,66
				XI	— 1,3	—,08	15,0	17,0	0,74
				XII	— 2,8	—1,6	13,0	15,1	0,84
L. 26 19. IV. 1934	L. 24 *a* i 24 *b*	0,2990	12,73	I	— 2,0	—1,1	17,0	19,0	0,67
				II	— 3,5	—2,05	14,0	16,0	0,80
				III	— 4,7	—2,6	13,0	15,1	0,84
				IV *a*	— 8,5	—4,7	8,7	10,7	1,19
				IV *b*	— 8,2	—4,5	9,0	11,0	1,16
				V	— 3,0	—1,8	13,5	15,6	0,82
L. 28 19. IV. 1934	L. 26 *a* i 26 *b*	0,2936	12,78	I	— 9,5	—5,7	8,6	10,6	1,20
				II	—14,5	—8,3	7,5	9,3	1,37
				III	— 7,0	—4,1	10,0	12,0	1,06
				IV	— 3,0	—1,8	14,5	16,6	0,77
				V	0,0	0,0	23,4	25,4	0,50
				VI	— 6,5	—3,9	11,3	13,3	0,96



Ryc. 9.

Zależność c_{mg} jako funkcji c_n przy $\beta=const.$ dla szybowca „Komar".



Ryc. 10.

Zależność c_{mg} jako funkcji c_n przy $\beta=const.$ dla szybowca ITS II.

Z pochylenia tej krzywej możemy wyznaczyć wartość spółczynnika stateczności statycznej podłużnej: $\mu = \frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n}$

dla danego środka ciężkości i danego kąta β.

Przy przeliczeniu postępujemy w następujący sposób: każdą z krzywych podanych na ryc. 7 i ryc. 8 możemy przedstawić w postaci:

$$c_n = f\left(\beta;\ \frac{t}{l_{max}}\right) = \text{const.}$$

Kładąc β=const, łatwo wyznaczyć zależność

$$c_n = f_1\left(\frac{t}{l_{max}}\right)_{\beta=\text{const.}}$$

Wystarczy w tym celu przecinać pęk krzywych $c_n = f(\beta)$ prostemi β=const.

Tablice III i IV podają nam zestawienie przeliczenia spółczynników momentu dla różnych środków ciężkości. Wartości te następnie naniesiono na wykresy (ryc. 9 i 10).

c) Spółczynnik czułości steru.

Znając wartości odpowiadające sobie spółczynnika stateczności statycznej podłużnej $\mu = \frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n}$ oraz spółczynnika zwrotności szybowca $\varrho = \frac{d c_n}{d\beta}$, obliczyć możemy wartość spółczynnika czułości (skuteczności) steru wysokości z równania (8).

7. *Instrumenty.*

Podczas pomiarów stateczności statycznej podłużnej na szybowcach w locie mierzone były następujące wielkości:

1. Ciśnienie dynamiczne $q = \frac{\varrho v^2}{2}$.

2. Kąt wychylenia steru wysokości $\pm\beta^0$.

3. Kąt nachylenia cięciwy płata względem poziomu $\sphericalangle \varphi$.

Tabela III. Tabela przeliczeń spółczynników momentu względem środka ciężkości przy β=const dla szybowca ITS II.

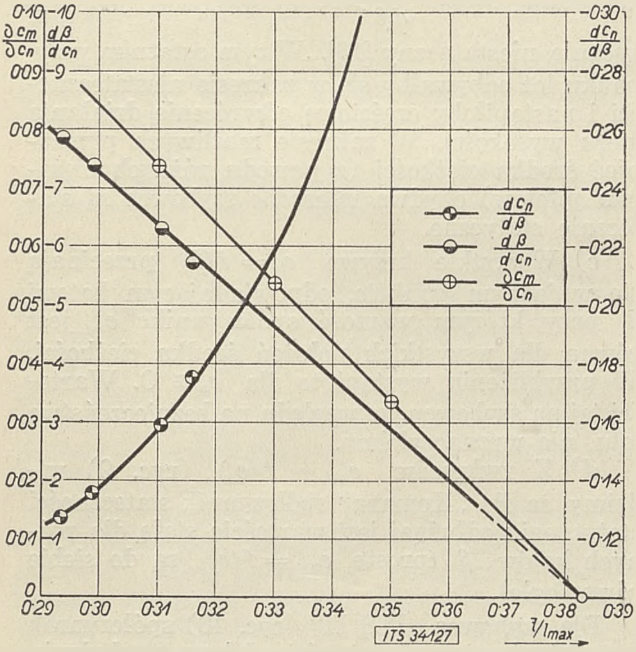
Położenie środka ciężkości obliczen.	Punkt odpowiada krzywej dla t_1/l_{max}	$\Delta tm = t_1 - t$	$\Delta t/l_{max}$	Q kg	$\beta = -2^0$		$\beta = 0^0$		$\beta = +1^0$	
					c_n	c_{mG}	c_n	c_{mG}	c_n	c_{mG}
t/l_{max} = 0,30	0,444	0,180	0,144	204,8	1,07	0,154	0,785	0,113	0,332	0,048
	0,414	0,1425	0,114	202,8	0,895	0,102	0,524	0,0597	0,140	0,016
	0,382	0,1020	0,082	200,8	0,657	0,0538	0,270	0,0221	0,077	0,0063
	0,354	0,0675	0,054	205,8	0,475	0,0256	0,195	0,0105	0,056	0,0030
	0,343	0,0537	0,043	207,8	0,437	0,0188	0,180	0,0077	0,051	0,0022
t/l_{max} = 0,35	0,444	0,118	0,094	204,8	1,07	0,1006	0,785	0,0738	0,332	0,0312
	0,414	0,080	0,064	202,8	0,895	0,0573	0,524	0,0336	0,140	0,0089
	0,382	0,040	0,032	200,8	0,657	0,0211	0,270	0,0087	0,077	0,0025
	0,354	0,005	0,004	205,8	0,475	0,0019	0,195	0,0008	0,056	0,0002
	0,343	—0,0088	—0,007	207,8	0,437	—0,0031	0,180	—0,0013	0,051	—0,00036
t/l_{max} = 0,40	0,444	0,055	0,044	204,8	1,070	0,0470	0,785	0,0345	0,332	0,0146
	0,414	0,018	0,014	202,8	0,895	0,0125	0,524	0,0073	0,140	0,0020
	0,382	—0,023	—0,018	200,8	0,657	—0,0118	0,270	—0,0049	0,077	—0,0014
	0,352	—0,058	—0,046	205,8	0,475	—0,0218	0,195	—0,0090	0,056	—0,0026
	0,343	—0,071	—0,057	208,8	0,437	—0,0249	0,180	—0,0103	0,051	—0,0029

Tabela IV. Tabela przeliczeń spółczynników momentu względem środka ciężkości przy β=const dla szybowca „Komar".

Położenie środka ciężkości obliczen.	Punkt odpowiada krzywej dla t_1/l_{max}	$\Delta tm = t_1 - t$	$\Delta t/l_{max}$	Q kg	$\beta = -4^0$		$\beta = -2^0$		$\beta = 0^0$	
					c_n	c_{mG}	c_n	c_{mG}	c_n	c_{mG}
t/l_{max} = 0,35	0,2936	—0,0843	—0,0564	220,4	1,02	—0,0576	0,78	—0,0440	0,52	—0,0293
	0,2990	—0,0762	—0,0510	219,4	1,09	—0,0556	0,81	—0,0413	0,55	—0,0280
	0,3105	—0,0590	—0,0395	217,4	1,26	—0,0498	0,94	—0,0371	0,62	—0,0245
	0,3160	—0,0508	—0,0340	216,4	1,20	—0,0408	1,03	—0,0350	0,71	—0,0242
t/l_{max} = 0,33	0,2936	—0,0544	—0,0364	220,4	1,02	—0,0371	0,78	—0,0284	0,52	—0,0189
	0,2990	—0,0463	—0,0310	219,4	1,09	—0,0338	0,81	—0,0251	0,55	—0,0170
	0,3105	—0,0292	—0,0195	217,4	1,26	—0,0246	0,94	—0,0183	0,62	—0,0121
	0,3160	—0,0209	—0,0140	216,4	1,20	—0,0168	1,03	—0,0144	0,71	—0,00994
t/l_{max} = 0,31	0,2936	—0,0245	—0,0164	220,4	1,02	—0,0167	0,78	—0,0128	0,52	—0,0085
	0,2990	—0,0164	—0,0110	219,4	1,09	—0,0120	0,81	—0,0089	0,55	—0,0060
	0,3105	0,00075	0,0005	217,4	1,26	0,0006	0,94	0,00047	0,62	0,0003
	0,3160	0,0089	0,0060	216,4	1,20	0,0072	1,03	0,0062	0,71	0,0043

Wielkość ciśnienia dynamicznego mierzyły dwa tachografy „Askania" z dyszami Venturiego, wycechowane według q w tunelu aerodynamicznym. Operowanie ciśnieniem prędkości uniezależnia nam pomiar od zmian temperatury i gęstości powietrza ze zmianą wysokości. Jeden tachograf typu normalnego z dyszą dobraną tak, aby można było uzyskać całą szerokość skali przy możliwych w czasie pomiarów prędkościach. Przyrząd umieszczony był w kabinie pilota. — Drugi tachograf, podobnej konstrukcji jest częścią czworopisu „Askania". Na wspólnym bębnie znaczą swoje wychylenia: tachograf, dwa barografy i pochyleniomierz wahadełkowy. Położenie zerowe wahadełka jest odniesione do poziomego położenia cięciwy płata. Steropis ITS posiada mechaniczne, dźwigniowe przeniesienie ruchu steru bezpośrednio na ramię piszące (ryc. 14). Szereg otworów na dźwigni pozwala dobrać najkorzystniejszą przekładnię dla wyzyskania skali.

Wszystkie przyrządy posiadały dodatkowe piórka synchronizatora, uruchamiane elektrycznie (konstrukcja ITS) przez pilota. Umożliwia to dokładną synchronizację punktów pomiarowych nawet na bębnach o różnych szybkościach obwodowych.



Ryc. 11.
Zestawienie wyników pomiarów i przeliczeń dla szybowca „Komar".

Mechanizmy zegarowe wszystkich przyrządów były wprawiane w ruch z kabiny pilota. — Wszystkie przyrządy przed pomiarami były dokładnie cechowane.

8. Stopień dokładności.

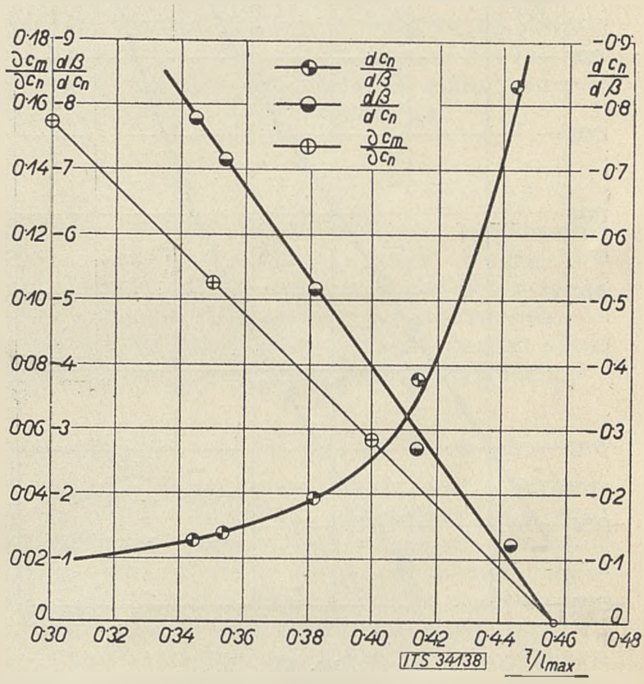
Jak wiemy dokładność przyrządów zależna jest w znacznym stopniu od warunków ich pracy. Aby te błędy zmniejszyć do możliwie najmniejszych granic, loty należy przeprowadzać w spokojnem powietrzu. Jeżeli jest wiatr, można wykonywać loty na takiej wysokości, na której pulsacje spowodowane nierównościami terenu nie będą odczuwalne. Jeżeli gradjent temperatury jest mały, wówczas nawet przy silnym wietrze wystarczy wysokość około 500 *m*. Dnie, względnie pory dnia o silnej termice nie nadają się do tego rodzaju lotów.

ITS wykonywał pomiary rankiem w godz. 4—7 oraz wieczorami między godz. 7—8.

Starano się bowiem pracować przy jaknajlepszych warunkach.

Niżej podajemy błędy odczytów na przyrządach pomiarowych:

Wielkość	Błąd	Wielkość	Błąd	Uwaga
Ciężar Q	0,5 *kg*	Ciśnienie prędkości q	0,2 kg/m^2	Wartość obl. z krzywych cechow.
		∢ Nachylenia steru wysokości β	$0{,}2^0$	
Powierzchnia S	0,02 *m*	∢ Pochylenia cięciwy płata φ	$0{,}2^0$	



Ryc. 12.
Zestawienie wyników pomiarów i przeliczeń dla szybowca ITS II.

9. Zestawienie wyników.

Wyniki pomiarów spółczynników przedstawiamy wykreślnie na ryc. 11 i ryc. 12. w postaci zależności:

a) $$\frac{\partial c_{m\,G}}{\partial c_n} = f\left(\frac{t}{l}\right)$$

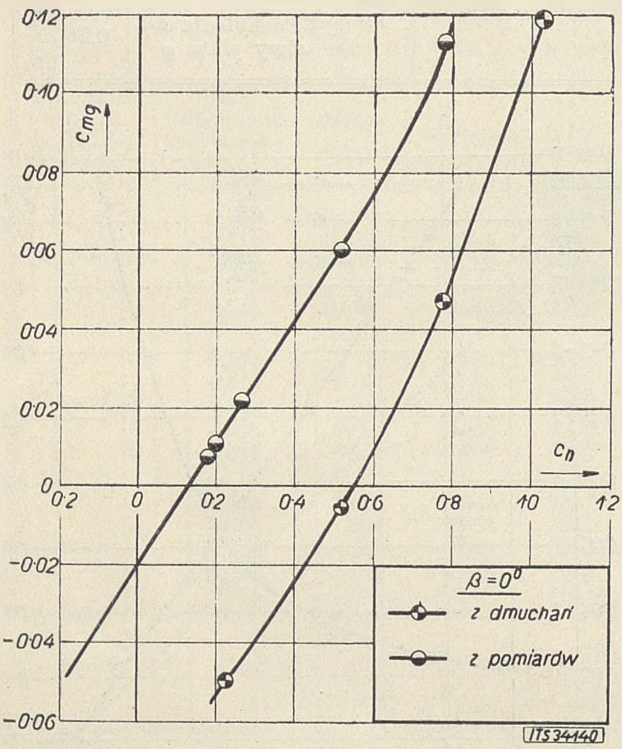
b) $$\frac{\partial c_n}{\partial \beta} = f\left(\frac{t}{l}\right)$$

c) $$\frac{\partial \beta}{\partial c_n} = f\left(\frac{t}{l}\right)$$

Porównując wartości spółczynników wyznaczonych na podstawie pomiarów w locie i tunelu aerodynamicznym, zauważymy dostateczną zgodność obu rodzajów pomiarów. Małe stosunkowo różnice dadzą się uzasadnić (patrz niżej). Nagół spółczynniki otrzymane w tunelu aerodynamicznym są większe niż wymierzone w locie rzeczywistym. W celu porównania ze sobą wielkości spółczynników, przeliczono je dla położenia środka ciężkości, określonego stosunkiem $\frac{t}{l_{max}} = 0{,}300$. Dla szybowca ITS II spółczynnik stateczności statycznej podłużnej, odniesiony do spółczynnika siły normalnej wyznaczony w locie jest równy $\mu_l = 0{,}155$ (ryc. 13), podczas gdy ten sam spółczynnik wyznaczony na podstawie dmuchań tunelowych wynosi:

$$\mu_t = 0{,}174.$$

(Przesunięcie krzywych z lotu i badań tunelowych spowodowane może być różnemi kątami zaklinowania statecznika w locie i w tunelu).



Ryc. 13.

Wykres stateczności statycznej dla szybowca ITS II uzyskany z pomiarów w tunelu i w locie (dla $\frac{t}{l}=0{,}3$).

Ten sam spółczynnik dla szybowca „Komar", dla tego samego położenia środka ciężkości, wyznaczony w locie jest równy

$$\mu_l = 0{,}084.$$

Wartość spółczynnika statycznej skuteczności steru z pomiarów w locie wynosi dla tego samego położenia środka ciężkości dla szybowca ITS II

$$\nu_{ITS\ II} = 0{,}0142.$$

Dla „Komara" spółczynnik statycznej skuteczności steru (dla $\frac{t}{l_{max}} = 0{,}3$) wyznaczony w locie jest równy

$$\nu_K = 0{,}0116.$$

Jest on znacznie mniejszy niż dla szybowca ITS II. Jest to zgodne z rzeczywistością, gdyż jak wiemy stery niedzielone, a taki jest u „Komara", mimo większej wartości $\frac{d c_{n\,H}}{d\beta}$ są mniej skuteczne niż te ostatnie.

10. Wnioski z pomiarów w locie.

a) Z wykresu funkcyj (ryc. 8 i ryc. 7): $c_n = f(\beta)_{\left(\frac{t}{l}\right)=\text{const}}$ widzimy, że przesuwanie środka ciężkości do tyłu zwiększa zwrotność szybowca, gdyż wartość $\varrho = \frac{dc_n}{d\beta}$ rośnie ze wzrostem stosunku $\frac{t}{l_{max.}}$

b) Z przebiegu krzywych $c_n = f(\beta)$ odrazu widać, czy dany szybowiec jest statycznie stateczny, czy też nie. Jeżeli $\frac{dc_n}{d\beta} < 0$, to przy omówionych ruchach kąta β szybowiec jest stateczny statycznie. Jeżeli $\frac{dc_n}{d\beta} > 0$, to szybowiec jest statycznie niestateczny [13]. W tym ostatnim przypadku lot odbywałby się w zakresie niestateczności i nastąpiłoby częściowe odwrócenie działania steru wysokości. W zakresie możliwych przesunięć środka ciężkości (z powodu różnych ciężarów pilotów) obydwa mierzone szybowce są stateczne statyczne.

c) Wszystkie krzywe $c_n = f(\beta)$ przecinają się w jednym punkcie, odpowiadającym kątowi β, przy którym wartość spółczynnika c_{mg} jest równa dla wszystkich położeń środka ciężkości. W przybliżeniu wystąpi to dla $c_n \cong 0$. Wartości tej na szybowcu, ze względu na bezpieczeństwo lotu, nie wyznaczyliśmy.

d) Z wykresów $c_{mG} = f(c_n)$ (ryc. 9) widzimy, że dla „Komara" spółczynnik stateczności statycznej podłużnej jest wartością stałą dla różnych kątów β (proste $c_{my} = f(c_y)$ są do siebie równoległe).

Dla szybowca „ITS II" (ryc. 10) spółczynnik ten zmienia się w zależności od kąta wychylenia steru wysokości, co jest zgodne z rzeczywistością, gdyż te same krzywe, wyznaczone na podstawie badań tunelowych, mają ten sam charakter.

Wartość spółczynnika rośnie przy zmniejszaniu się kąta β (c_n rośnie). Na wykresach (ryc. 11 i ryc. 12) nanieślimy średnią wartość spółczynnika stateczności statycznej podłużnej t. zn. dla $\beta = 0^0$.

Wartość spółczynnika μ maleje z przesuwaniem się środka ciężkości ku tyłowi szybowca.

e) Zależności: $\frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n} = f\left(\frac{t}{l}\right)$ oraz $\frac{d\beta}{d c_n} = f\left(\frac{t}{l}\right)$ przedstawiają się prostemi, przecinającemi się na osi $\left(\frac{t}{l_{max}}\right)$ (por. ryc. 11 i 12) przy pewnej war-

tości tego stosunku, różnej dla każdego z badanych szybowców. Przy tym stosunku $\left(\frac{l}{l_{max}}\right)$ spółczynnik zwrotności szybowca jest nieskończenie wielki. Jest to graniczne położenie środka ciężkości. Dla mniejszych wartości stosunku $\left(\frac{l}{l_{max}}\right)$ od krytycznej, lot odbywa się w zakresie stateczności statycznej; dla wartości większych przechodzimy do zakresu niestateczności.

Spółczynnik zwrotności ze zmianą środka ciężkości, zmienia się hiperbolicznie, rosnąc przy przesuwaniu środka ku tyłowi.

Spółczynnik czułości usterzenia jest niezależny od położenia środka ciężkości, gdyż otrzymujemy go jako iloraz rzędnych dwu funkcyj, przedstawionych prostemi, przecinającemi się na osi odciętych. Wiemy, że stosunek taki jest stały.

f) Łatwo spostrzec, że pochodna (ryc. 11 i 12)

$$\frac{d\left(\frac{\partial c_{mG}}{\partial c_n}\right)}{d\left(\frac{x}{l_{max}}\right)} = \sigma$$ jest wartością stałą dla obydwu szybowców.

Wartość ta wynosi dla badanych szybowców: $\sigma \cong -1$.
(Ściśle: dla „Komara“ $\sigma_k = -1{,}05$, zaś dla „ITS II“ $\sigma_{ITS\ II} = -1{,}02$).

Wynik pomiaru jest zgodny z rozważaniem teoretycznem. Łatwo bowiem wykazać rachunkiem, że $\sigma \cong -1$.

11. Przypuszczalne przyczyny różnic między pomiarami w locie i tunelu aerodynamicznym.

Aby pomiary w locie przyniosły przewidywaną korzyść, należy wyniki, uzyskane podczas tych pomiarów — porównać z podobnemi — uzyskanemi w tunelu aerodynamicznym.

Dmuchając modele w tunelu aerodynamicznym porobiliśmy wiele założeń upraszczających których słuszność sprawdzamy właśnie podczas pomiarów, wykonywanych w locie normalnym, rzeczywistym.

Przez porównanie wyników uzyskanych w obu rodzajach pomiarów, wyznaczyć możemy poprawki, które należałoby uwzględniać, przeliczając własności (nowych szybowców) na podstawie dmuchań tunelowych, które są mniej kosztowne, no i łatwiejsze w wykonaniu niż pomiary na szybowcach w locie.

Instytut Techniki Szybownictwa nie podaje wielkości poprawek, które wyznaczyć można dopiero po wykonaniu bardzo licznych pomiarów w locie. Na tem miejscu podajemy tylko drogę, którędy pójść należało, aby te poprawki, dostatecznie dobrane dla obliczeń technicznych — uzyskać.

Aby takie pomiary przeprowadzić, trzeba dużego taboru szybowców, trzeba mieć wyszkolony w tym kierunku personel pomiarowy no i w końcu specjalnie wykonane przyrządy, aby sprowadzić do minimum wpływ błędów pomiarowych.

Porównując wartości spółczynników wyznaczonych w locie ze spółczynnikami uzyskanemi w tunelu dla szybowca ITS II, widzimy, że wielkości ich dość dobrze się zgadzają. Z powodu różnych warunków w jakich odbywają się obydwa rodzaje pomiarów, różnice te winny wystąpić, zwłaszcza wobec zgóry założonego celu: — sprawdzenia wpływu założeń uprawniających przy dmuchaniach tunelowych. Różnice te dadzą się dostatecznie wytłumaczyć.

a) W p ł y w p r a w a p o d o b i e ń s t w a.

Model zredukowany, używany podczas pomiarów tunelowych, jest podobny geometrycznie do rzeczywistego szybowwca o tyle, o ile to jest możliwe. Aby móc przenieść wyniki badań tunelowych na szybowiec rzeczywistej wielkości w locie normalnym, trzeba uwzględnić prawa podobieństwa (Reynolds, Bairstow, Froude). — Wpływ praw Bairstow'a i Froud'ego jest bardzo mały, tak, że normalnie go pomijamy, uwzględniając tylko wpływ liczby Reynolds'a. Dmuchania tunelowe są zbliżone naogół przy stosunkowo małej liczbie Reynolds'a. W dzisiejszych tunelach aerodynamicznych uzyskuje się zaledwie od $^1/_5$ do $^1/_{25}$ R, odpowiadającego lotowi rzeczywistemu [1]. Inne są z tego powodu spółczynniki reakcji aerodynamicznej w tunelu i w locie. Zmiana tych spółczynników ze zmianą liczby Reynolds'a jest dość znaczna [1] [16], co wpływa na stateczność szybowca, która w pierwszym rzędzie zależy od wielkości odpowiednich spółczynników wyporu i oporu płata i wsteczenia.

b) W p ł y w o p o r ó w s z k o d l i w y c h.

Przy modelu zredukowanym opuszczamy ścięgna, słupki, zastrzały, gdyż zbytnie ich zmniejszenie (mała wartość liczby Reynolds'a) dałoby wyniki niezgodne z rzeczywistością. — Opory takich zmniejszonych części bardzo silnie zmieniają się z wielkością liczby Reynolds'a.

c) W p ł y w z a w i e s z e n i a m o d e l u.

W locie normalnym — rzeczywistym szybowca wszystkie parametry, określające jego ruch zmieniają się równocześnie. Podczas pomiarów tunelowych zakładamy, że są one w czasie trwania pomiaru stałe. Szybowiec jest zamocowany sztywnie i jego środek ciężkości w czasie pomiaru nie może oscylować swobodnie, gdy tymczasem w locie rzeczywistym środek ten posiada we wszystkich kierunkach swobodę [20].

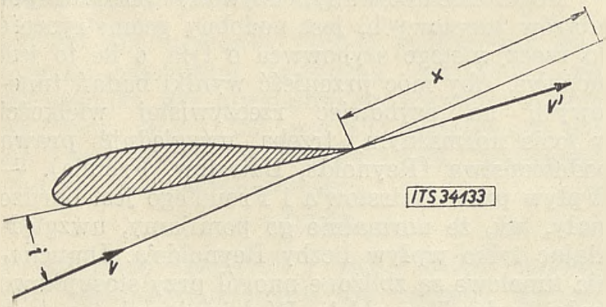
d) W p ł y w r o z k ł a d u s z y b k o ś c i.

Z powodu oddziaływania płata na usterzenie zmienia się prócz kąta natarcia steru także szybkość powietrza nań działającego. Zmiana tej szybkości wywiera znaczny wpływ na wartość spółczynnika stateczności statycznej podłużnej. Toussaint z pomiarów wyprowadził spółczynnik empiryczny (k), uwzględniający stosunek szybkości strug na płacie i usterzeniu poziomem. Spółczynnik ten przedstawia stosunek kwadratów szybkości rzeczywistej na usterzeniu i szybkości lotu szybowca [4] [5]. Ta zmiana szybkości występuje z powodu zwirowania strug

powietrza za płatem. Wartość tego spółczynnika oblicza się podług norm (ryc. 15):

$$k=\left(\frac{v-v'}{V}\right)^2=0{,}063+\frac{1}{9}\sqrt{\frac{x_T}{l}}$$

We wzorze tym nie uwzględniono zmiany tego spółczynnika z kątem pochyłości szybowca. Nowsze pomiary [12] wykazały, że stosunek tych szybkości zmienia się dość znacznie razem z kątem natarcia szybowca.



Ryc. 14.
Zmiana szybkości za płatem.

Od stosunku tych szybkości należy w znacznym stopniu skuteczność działania usterzenia poziomego, a przez to samo zmienia się także spółczynnik stateczności statycznej podłużnej. Okazało się także, że w tunelu stosunek szybkości na płacie i usterzeniu zmienia się razem z kątem natarcia płata, lecz zmiana ta ma inny charakter, niż na szybowcu w locie rzeczywistym [12]. Na podstawie tego można wnioskować, że krzywe stateczności uzyskane w tunelu, różnią się od tych krzywych wyznaczonych w locie rzeczywistym.

e) W p ł y w s z p a r y n a u s t e r z e n i u.

Pomiary wykonane w Niemczech wykazały znaczny upływ szpary na usterzeniu na własności stateczne płatowca [8].

Przez usunięcie szpary uzyskano lepsze wyniki pod względem stateczności o kilka procent. Płatowiec był bardziej stateczny. Spółczynnik stateczności równy zeru osiągało się dla położenia środka ciężkości, przesuniętego bardziej do tyłu. Podczas pomiarów tunelowych szpara jest tak mała, że można uważać że szpary niema. W rzeczywistości szpara istnieje, a więc wpływ jej pogarszający własności już się objawia.

12. Zakończenie.

Aby wyznaczyć średnie wartości spółczynników pomiarowych dla pomiarów w locie i tunelu aerodynamicznym, należałoby przeprowadzić cały szereg pomiarów w locie na różnych typach szybowców. W tym celu należy przygotować tabor i personel pomiarowy, świadomy swego zadania. Następnie należałoby udoskonalić przyrządy pomiarowe i wprowadzić nowe, któreby pozwalały na bezpośredni pomiar kąta natarcia płata, co pozwoliłoby na wyznaczanie zależności w zależności od tego kąta.

Wartości spółczynników podanych w niniejszej pracy należy uważać za wielkości orjentacyjne. Celem bowiem głównym niniejszego sprawozdania było podanie metody pomiarów i drogi, którąby iść należało w celu dokładniejszego wyznaczenia spółczynników średnich.

Literatura.

1. E. A l l a r d: Cours d'aéronautique.
2. C. B i e c h t e l e r: Einfluss eines Ausschnittes im Höhernder auf die statische Längsstabilitat und die statische Höhenruderwirkung. — Luftfahrt Forschung B. 11. N. 1, S. 1. 1934.
3. A. É t é r é; Les essais de centrage des avions.— Rap. I. congr. int. de la séc. aér. t. I, p. 42/III *c*.
4. Fr. H a n s: Stabilité et maniabilité des avions.
5. Fr. H a n s: Stabilité automatique des avions.— L'Aeronautique Nr. 156, 1932.
6. Fr. H a n s: Le problème de la stabilité. — Rap. I. congr. int. de la séc. aér. t. 1, p. 3/III *c*.
7. W. H ü b n e r: Stabilitätmessungen im Fluge.— V. congr. int. de la navig. aér. La Haie 1930, p. 390.
8. W. H ü b n e r: Flugmessungen über den Einfluss eines Spaltes zwischen Höhenruder undflosse auf die statische Stabilität und Steuerbarkeit um die Querachse. — ZFM. 1932, Nr. 11, S. 318.
9. W. H ü b n e r: Einige Ergebnisse der erweiterten Prüfung der Eigenschaften des Flugzeugs Focke-Wulf F. 19 *a* >>Ente<<. — ZFM. 1933. Nr. 8, S. 223 u. Nr. 9, S. 255.
10. W. H ü b n e r: Weitere Ergebnisse von Messungen der statischen Langsstabilitat. — Luftfahrt-Forschung B. 11. Nr. 1, S. 5, 1934.
11. J. K ö p p e n: Die Entwicklungsrichtung der Flugeigenschaften. — ZFM. 1933, Nr. 18, S. 505.
12. J. L e s e u r e et Ch. G o u r d o n: La stabilité. — Rap. I. congr. int. de la séc. aér. t. III, p. 97.
13. G. M o k r z y c k i: Badanie stateczności w projekcie wstępnym płatowca.
14. J. V a n D e r M a a s: Expériences en grandeur sur la stablilité longitudinale. — Rap. I. congr. int. de la séc. aér. p. 48/III.
15. J. V a n D e r M a a s: Full scale experiments on longitudinal stability. Some notes on the means to reduce the danger of stalling. — Rap. V. congr. int. de la nav. aér. t. I, p. 376.
16. R. P r i s: Influence des lois de similitude sur la mésure des forces et de la stabilité en soufflerie. — Rap. I. congr. int. de la séc. aér. t. III, p. 128/III *c*.
17. M. P i l l a r d: L'efficacité des gouvernes. — Rap. I. comp. int. de la séc. aér. t. III, p. 55/III *c*.
18. M. R o y: Stabilité, centrage et maniabilité des avions dans le vol longitudinal, empenuage et gouvernes de profondeur.
19. R. T o u s s a i n t: Essais en vol des avions.
20. J. Q u e s s e t t e: Etude théorique et experimentale de la stabilité des avions.
21. J. Q u e s s e t t e: Les essais de stabilité. — L'Aéronautique Nr. 156. 1932.
22. A. V o l m e r a n g e: La notion de stabilité et l'avion. Rap. I. congr. int. de la séc. aér. t. I, p. 69/III *c*.

Inż. W. STĘPNIEWSKI i M. PIĄTEK.

Zastosowanie wykresów logarytmicznych w projekcie wstępnym szybowca.

L'application des diagrammes logarithmiques dans l'avant-projet d'un planeur.

L'Institut de la Technique du Vol sans Moteur a adapté aux buts de l'aviation sans moteur et des motoplaneurs les méthodes des diagrammes logarithmiques introduits dans l'aviation par Eiffel. La première partie de l'étude rappele les principes généraux de ces méthodes et donne leur adaptation aux buts de l'aviation sans moteur. La deuxième partie contient le mode d'emploi pratique des diagrammes.

Mode d'emploi des diagrammes. Les diagrammes sont exécutés en deux parties, le fond et le transparent. On trace sur le fond la polaire du profil ou du planeur et on peut déterminer, en appliquant le transparent, les quantités suivantes pour un point quelconque de la polaire:

a) Finesse. Elle est déterminée sur l'échelle de c_y/c_x par une droite passant par le point considéré et appartenant au réseau de droites inclinées à 45^0. La valeur maximum de la finesse est déterminée par une droite tangente à la polaire.

b) c_y^3/c_x^2. Ce rapport est déterminé sur l'echelle correspondant par une droite passant par le point considéré et appartenant au réseau de droites au coefficient angulaire $^2/_3$. La droite tangente à la polaire détermine $(c_y^3/c_x^2)_{max}$.

c) Vitesse sur la trajectoire ou vitesse horizontale. Elle est représentée par la longueur de la droite $c_y^3/c_x^2 = \text{const}$ contenue entre le point considéré de la polaire et le point d'intersection de cette droite avec la droite $\frac{Q}{S} = \text{const}$. On lit la valeur de la vitesse, exprimée en km/h, en portant cette longueur sur l'échelle de vitesse à gauche du point 0 (50 km/h), si le point en question de la polaire est situé au-dessous de la droite $\frac{Q}{S} = \text{const}$, et à droite dans le contraire.

d) Vitesse de descente du planeur. Elle est déterminée sur l'échelle v_y relativement w_z du transparent par une droite parallèle au réseau de droites $c_y/c_x = \text{const}$ et menée du point d'intersection de la droite $\frac{Q}{S} = \text{const}$ avec la droite $c_y^3/c_x^2 = \text{const}$ passant par le point en question de la polaire. La vitesse minimum de descente est déterminée par la droite menée du point d'intersection de la droite $\frac{Q}{S} = \text{const}$ et de la droite $c_y^3/c_x^2 = \text{const}$ tangente à la polaire.

e) Vitesse ascensionelle d'un motoplaneur. Elle est la différence de deux quantités $w_{z_1} - w_{z_2}$. La quantité w_{z_2} est déterminée sur l'échelle v_y relat. w_z par une droite parallèle au réseau de droites $c_y/c_x = \text{const}$ et menée du point $\left(\frac{Q}{S}, \frac{N}{S}\right)$, la quantité w_{z_1} par une droite analogue menée du point d'intersection de la droite $\frac{Q}{S} = \text{const}$ avec la droite $c_y/c_x^2 = \text{const}$ et passant par le point en question de la polaire. La vitesse ascensionelle maximum sera égale à $w_{z_1} - w_{z_0}$. On détermine w_{z_0} de la même façon que la vitesse de descente minimum d'un planeur.

Oznaczenia: [W nawiasach podane jednostki używane w praktycznem zastosowaniu wykresów]
Q = ciężar w locie [kg];
S = powierzchnia nośna [m^2];
N = moc [KM z uwzględnieniem sprawności śmigła];
ϱ = gęstość powietrza $\left[\frac{kg\ sek^2}{m^4}\right]$;
c_y = spółcz. siły nośnej;
c_x = spółcz. oporu;
v = szybkość po torze wzgl. pozioma [$km/godz$];
v_y = szybkość opadania [m/sek];
w_z = szybkość wznoszenia [m/sek].

I. Założenia ogólne oraz uzasadnienie metody.

W projekcie wstępnym szybowca, po ustaleniu celu, do jakiego ten szybowiec ma służyć, konstruktor decyduje się na pewną koncepcję ogólną i w związku z tem przyjmuje pewne założenia dla takich wielkości jak: ciężar całkowity w locie, wymiary całości i niektórych elementów (np. przekrój kadłuba). Mając ustaloną koncepcję ogólną i wymiary niektórych elementów, może ocenić w pewnych granicach ścisłości wielkość oporów szkodliwych.

Chcąc osiągnąć możliwie najlepsze charakterystyki aerodynamiczne i wyczyny szybowca (doskonałość, szybkość opadania, szybkość po torze, zmiany tych wielkości) z uwzględnieniem przeznaczenia, do którego szybowiec ma służyć, konstruktor może dysponować doborem takich czynników jak profil, wydłużenie płata oraz obciążenie powierzchniowe. Dlatego ważnem jest módz łatwo i szybko, nawet kosztem pewnej dokładności, wyznaczać wartości funkcji $f(c_y) = c_y/c_x$ względnie $f_1(c_y) = c_y^3/c_x^2$ i mając ustaloną biegunową całego szybowca odczytywać małym nakładem pracy jego wyczyny dla różnych punktów biegunowej, jak szybkość po torze v i szybkość opadania v_y, w zależności od obciążenia powierzchni Q/S kg/m^2. Obecnie wobec wzrastającej aktualności szybowców z silnikami, celowem jest danie możności łatwego wyznaczania mocy potrzebnej do lotu poziomego N i szybkości wznoszenia przy ziemi w_z. Do wspomnianych celów bardzo dobrze nadaje się metoda biegunowych logarytmicznych, wprowadzona do projektowania płatowców przez Eiffla [1] i chętnie stosowana na Zachodzie w projekcie wstępnym.

W układzie prostokątnym zamiast wartości współczynników c_y i c_x, nanosimy logarytmy tych wartości. Przy takiem ujęciu, dla stałych wartości funkcji $f(c_y) = c_y/c_x = \text{const}$ oraz $f_1(c_y) = c_y^3/c_x^2 = \text{const}_1$ otrzymamy odpowiednio:

$$\lg \text{const} = \lg c_y - \lg c_x$$

oraz $$\lg \text{const}_1 = 3 \lg c_y - 2 \lg c_x;$$

są to równania prostych o współczynnikach kierunkowych 1 i $^2/_3$.

Chcąc wyprowadzić interesnjące nas związki dla całego szybowca, wychodzimy z zasadniczych równań lotu poziomego: [2]

$$Q = \frac{\varrho}{2} . c_y . S . v^2 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (1)$$

$$N = \frac{\varrho}{2} . c_x . S . v^3 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (2)$$

Równania powyższe zlogarytmowane przybiorą postać:

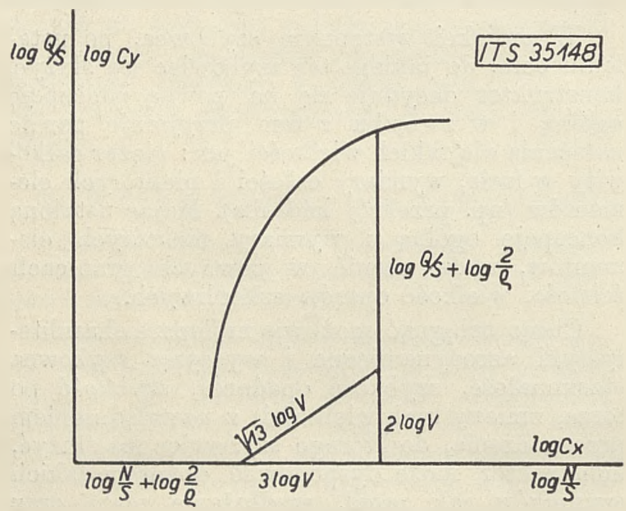
$$\lg c_y = \lg \frac{2}{\varrho} + \lg \frac{Q}{S} - 2 \lg v$$

$$\lg c_x = \lg \frac{2}{\varrho} + \lg \frac{N}{S} - 3 \lg v.$$

Możemy przyjąć zatem, że odcięta biegunowej logarytmicznej składa się z odcinka $\lg \frac{2}{\varrho} + \lg \frac{N}{S}$ pomniejszonego o odcinek $3 \lg v$ (ryc. 1), rzędna zaś z odcinka $\lg \frac{2}{\varrho} + \lg \frac{Q}{S}$ pomniejszonego o odcinek $2 \lg v$. Długość wypadkowej odcinków $2 \lg v$ i $3 \lg v$ może nam służyć do odczytywania prędkości lotu poziomego, gdyż jest ona proporcjonalna do tej prędkości:

$$\lg v \sqrt{3^2 + 2^2} = \sqrt{13} \lg v$$

zaś kierunek jej jest stały i odpowiada współczynnikowi $^2/_3$. Należy podać jedynie skalę z naniesionemi wartościami szybkości. Umieszczenie na osi odciętych odpowiedniej skali wartości $\lg \frac{N}{S}$ oraz $\lg c_x$, na osi zaś rzędnych wartości $\lg \frac{Q}{S}$ oraz $\lg c_y$, pozwala nam na znajdowanie



Ryc. 1.
Objaśnienie zasady sporządzania wykresów logarytmicznych.

związków pomiędzy punktami biegunowej, obciążeniem powierzchniowem, szybkością lotu poziomego i mocą potrzebną do tego lotu. (Szczegółowe objaśnienia tyczące się doboru i nanoszenia skal oraz konkretny opis użycia metody logarytmicznej znajduje się w części drugiej niniejszego artykułu).

W locie ślizgowym dla szybowców, wobec małych kątów planowania, ważnem jest równanie zasadnicze (1) przyczem $v = \sim v_x$ jest szybkością po torze, zaś v_x składową poziomą szybkości.

Moc potrzebną na pokonywanie oporów otrzymuje się z energji spadku, czyli:

$$N = \frac{\varrho}{2} S c_x v^3 = Q . v_y$$

Dzieląc przez S i logarytmując, otrzymujemy:

$$\lg v_y = \lg \frac{N}{S} - \lg \frac{Q}{S} \; . \; . \; . \; . \; . \; (3)$$

Związek ten wskazuje, że odcinek reprezentujący wartość $\lg v_y$, możemy przedstawić jako różnicę algebraiczną odcinków $\lg \frac{N}{S}$ oraz $\lg \frac{Q}{S}$. Dla dowolnego punktu biegunowej logarytmicznej, mając obciążenie powierzchni, moc potrzebną do pokonywania oporów a wyrażającą się równaniem (2) znajdujemy, prowadząc prostą o współczynniku kierunkowym $^2/_3$ (równoległa do skali szybkości) aż do przecięcia się z prostą $\frac{Q}{S} = \text{const}$. Odcięta punktu przecięcia się tych prostych daje szukaną moc. Odejmowanie wyrażone równaniem (3) wykonujemy, prowadząc z wyznaczonego w powyższy sposób punktu prostą nachyloną pod kątem 45^0 do osi odciętych. Operacja ta posłuży nam do naniesienia skali szybkości opadania (patrz część druga).

Prędkość wznoszenia przy ziemi dla szybowca z silnikiem, możemy wyznaczyć dla dowolnego punktu biegunowej wychodząc z bilansu mocy w locie wznoszącym:

$$N = N_p + N_w.$$

N_p jest mocą potrzebną na pokonanie oporów lotu (2), zaś N_w mocą zużywaną na wznoszenie:

$$N_w = Q w_z$$

czyli analogicznie do równania (3)

$$\lg w_z = \lg \frac{N_w}{S} - \lg \frac{Q}{S}.$$

N_w wyznaczamy z wykresu logarytmicznego jako różnicę między mocą dostarczoną przez silnik z uwzględnieniem sprawności śmigła oraz mocą potrzebną do lotu poziomego w danym punkcie biegunowej, której sposób wyznaczania omówiliśmy wyżej. Do bezpośredniego wyznaczania w_z wzg. v_y służy osobna skala (patrz cz. II).

II. Sposób użytkowania.

1). Ogólne uwagi o sporządzaniu skal.

Do użytku praktycznego wykonujemy wykresy logarytmiczne w dwóch częściach jako tło i jako przeźrocze (ryc. 2 i 3).

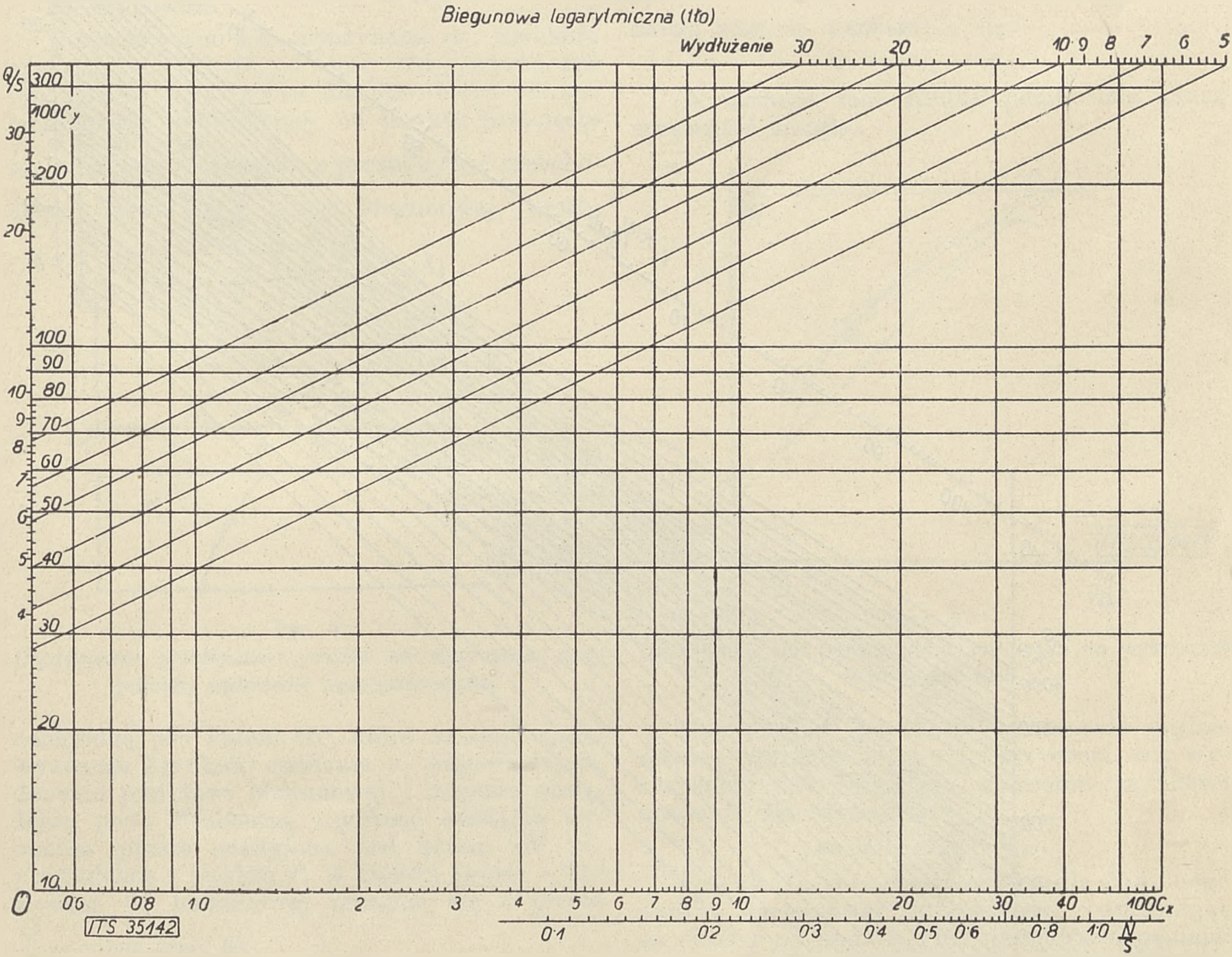
Jak wyżej wspomniano, na tle o współrzędnych logarytmicznych nanosimy na osi odciętych skalę $\frac{N}{S}\frac{KM}{m^2}$ oraz c_x, zaś na osi rzędnych skalę $\frac{Q}{S}\frac{kg}{m^2}$ oraz c_y. Pozatem wkreślamy proste i skalę współczynnika oporu indukowanego c_{xi} dla różnych wydłużeń λ (patrz punkt 3).

Zorjentowanie skali Q/S względem c_y oraz $\frac{N_0}{S}$ względm c_x uskuteczniamy, wychodząc z równań zasadniczych dla lotu poziomego (1) i (2) przy założeniu gęstości $\varrho = \frac{1}{8}\frac{kg\ sek^2}{m^4}$ oraz szyb-

Druga część wykresu czyli przeźrocze zawiera skalę szybkości poziomych względnie po torze v, szybkości opadania względnie wznoszenia (v_y i w_z) oraz pęki prostych $c_y/c_x = \text{const}$ i $c_y^3/c_x^2 = \text{const}$. Skalę v nanosimy na osobnej prostej, pamiętając, że w myśl wywodów cz. I jednostki jej są $\sqrt{13}$ razy większe od jednostek skali tła. Punkt $v_0 = 50$ *km/godź* oznaczamy znakiem *O*, gdyż stanowi on punkt wyjściowy dla odczytywania szybkości (patrz niżej).

Skalę v_y (w_z) sporządzamy korzystając z zależności

$$v_y = v\frac{c_x}{c_y}$$



Ryc. 2.
Tło dla wkreślenia biegunowej w spółrzędnych logarytmicznych.

kości $v_0 = 50$ *km/godz.* $= 13{\cdot}9$ *m/sek.* Pewnej zatem obranej wartości c_y wzgl. c_x odpowiada ściśle oznaczona wielkość $\frac{Q}{S}$ wzgl. $\frac{N}{S}$. Tak np. wartości $c_y = 1{\cdot}0$ odpowiada wartość $\frac{Q}{S} = 12{\cdot}06$ zaś dla wartości $c_x = 0{\cdot}2$, $\frac{N}{S} = 0{\cdot}45$. Ponieważ wszystkie skale są identyczne, a tylko przesunięte względem siebie, te dwie pary liczb wystarczą do naniesienia dalszych wartości $\frac{Q}{S}$ oraz $\frac{N}{S}$ bez przeliczania.

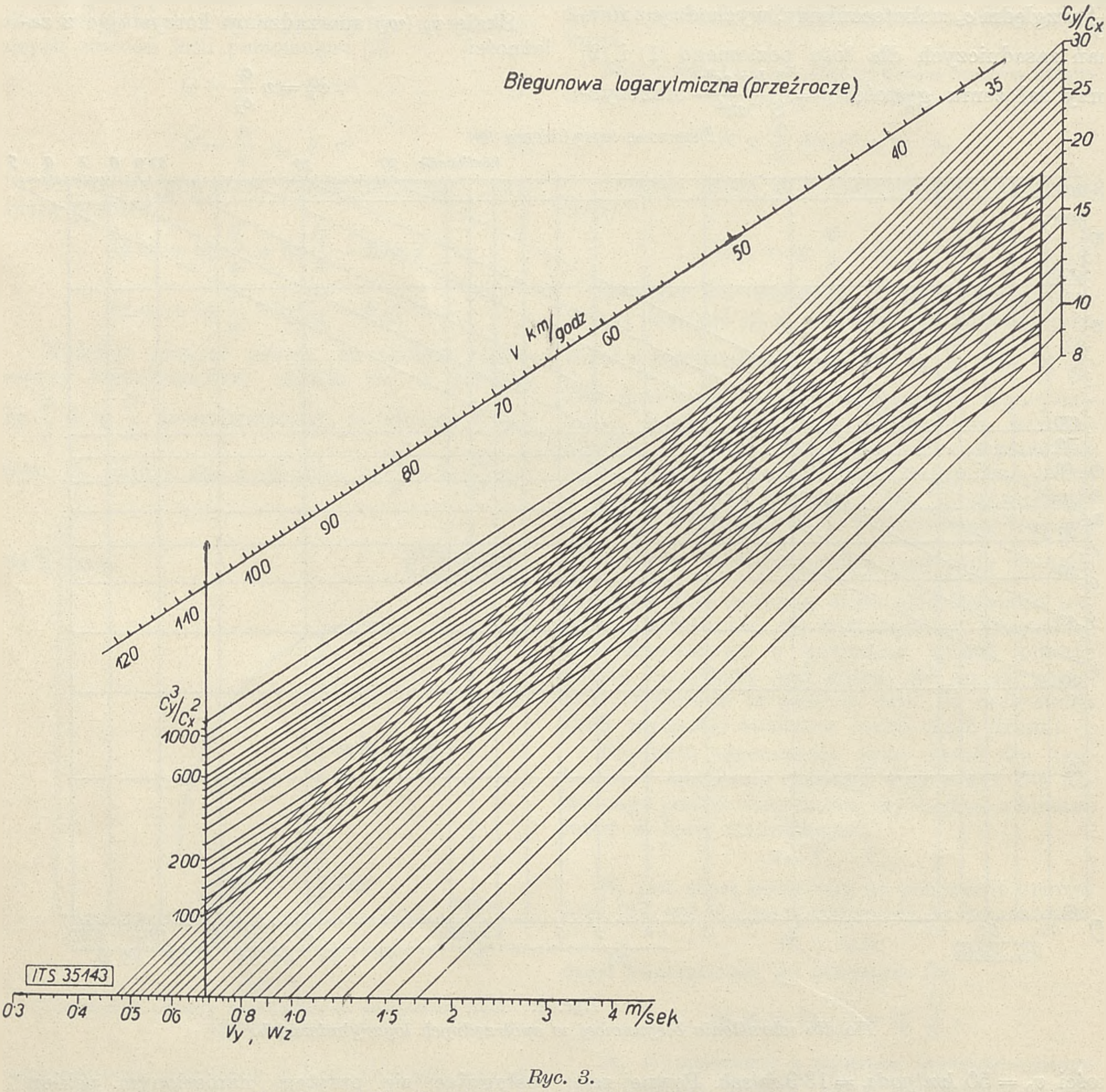
posługując się przytem naniesionym pękiem prostych $c_y/c_x = \text{const}$. W myśl tej zależności bowiem obrawszy $\frac{c_y}{c_x} = 33$ czyli $\frac{c_x}{c_y} = 0{\cdot}030303$ otrzymujemy przy $v_0 = .13{\cdot}9$ *m/sek* $v_y = 0{\cdot}42$ *m/sek.* Mając dany w ten sposób jeden punkt tej skali sporządzamy dalszy podział bez trudności gdyż skala v_y (w_z) jest również analogiczna do skal tła.

2). Odczytywanie wielkości charakterystycznych profili: c_y/c_x oraz c_y^3/c_x^2.

Na tło z nakreśloną biegunową danego profilu przykładamy przeźrocze, orjentując oba wykresy względem siebie według punktu *O*

przyczem skala v_y (w_z) przeźrocza ma się nakrywać ze skalą $c_x\left(\frac{N}{S}\right)$ tła. Dla żądanego punktu wyznaczamy interesujące nas wielkości obserwując, która z prostych c_y/c_x wzgl. c_y^3/c_x^2 przechodzi przez ten punkt, przyczem na skalach odczytujemy wartości liczbowe tych stosunków. Maksymalne ich wartości określają odpowiednie proste styczne do biegunowej.

parabole oporu indukowanego w układzie logarytmicznym przedstawią się jako proste o współczynniku kierunkowym $^1/_2$. Różnicę oporów między biegunową a prostą oporu wzbudzonego dla tego samego wydłużenia czyli opór profilowy, odcinamy od prostej oporu wzbudzonego dla wydłużenia na które chcemy przeliczyć. Ze względu na niejednostajną wielkość jednostek w skali logarytmiczej posługujemy się osobną podziałką.



Ryc. 3.
Przeźrocze dla odczytywania wyczynów metodą logarytmiczną.

3). Przeliczanie na wydłużenie oraz uwzględnianie oporów szkodliwych.

Mając dany profil z pomiarów tunelowych dla wydłużenia n. p. $\lambda = 5$ korzystając z założenia że opór profilowy nie zależy od wydłużenia, możemy przeliczyć go na inne wydłużenie. Jak wynika ze wzoru na opór indukowany po zlogarytmowaniu:

$$\lg c_{xi} = 2 \lg c_y - \lg \pi - \lg \lambda$$

Przykładając ruchomą podziałkę z naniesioną skalą c_x, odczytujemy wielkość oporu profilowego $0'0'' = m$ działek dla λ_1 (ryc. 4). Nie zmieniając położenia początku podziałki, który musi oczywiście stale posuwać się po osi Q/S wzgl. c_y, odmieniamy od punktu 0 taką samą ilość działek m. otrzymując punkt $0'''$ biegunowej odpowiadający wydłużeniu λ_2.

Przy uwzględnianiu oporu szkodliwego c_{xs} postępujemy analogicznie jak przy uwzględnia-

niu oporu profilowego, odmieniając ilość działek odpowiadającą przyjętemu c_{xs} od biegunowej.

Przez jedną działkę należy rozumieć w obu wypadkach odstęp dwu kresek odpowiadający tej samej wielkości liczbowej a więc n. p. 0·1 jednostki.

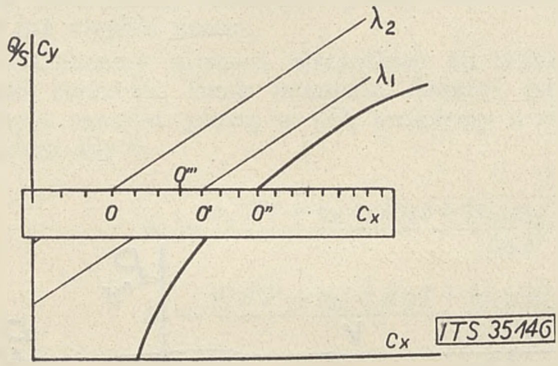
4). Odczytywanie wyczynów.

Mając narysowaną na tle biegunową całego szybowca względnie szybowca z silnikiem, odczytujemy jego wyczyny posługując się również przeźroczem.

Ponieważ odczytywanie wyczynów w obydwu wypadkach jest nieco odmienne, potraktujemy je osobno.

a) Szybowiec.

Interesującemi nas wyczynami są: szybkość opadania i szybkość po torze. Aby wyznaczyć szybkość opadania dla dowolnego punktu biegunowej, prowadzimy od punktu przecięcia się prostych $\frac{Q}{S} = \text{const}$ z prostą c_y^3/c_x^2 przechodzącej przez dany punkt biegunowej, prostą



Ryc. 4.
Objaśnienie przeliczania profilu na wydłużenie przy pomocy wykresów logarytmicznych.

nachyloną pod kątem 45°, która na skali $v_y(w_z)$ wyznacza szybkość opadania v_y odpowiadającą danemu punktowi biegunowej i danemu obciążeniu pow. Minimalną szybkość opadania wyznacza prosta nachylona pod kątem 45° poprowadzona z punktu P, w którym prosta c_y^3/c_x^2 styczna do biegunowej przecina się z prostą $\frac{Q}{S} = \text{const}$ (ryc. 5).

Szybkość szybowca po torze dla dowolnego punktu biegunowej i danego obciążenia pow. np. dla punktu odpowiadającego maksymalnej doskonałości, wyznaczamy prowadząc z punktu N [max. doskonałości] na biegunowej prostą $c_y^3/c_x^2 = \text{const}$ aż do punktu M przecięcia się z prostą $Q/S = \text{const}$. (ryc. 5). Odcinek $M.N$ odmierzamy na skali szybkości od punktu 0 (50) w kierunku rosnących v gdy wielkość jego liczymy w dół od prostej $\frac{Q}{S}$, w kierunku malejących v gdy leży nad prostą $\frac{Q}{S}$.

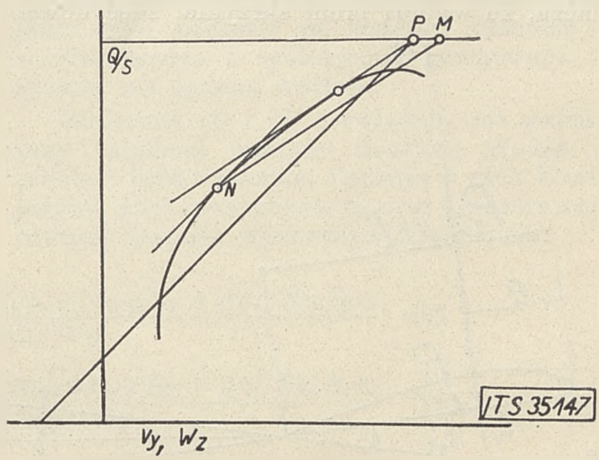
b) Szybowiec z silnikiem.

Szybkość wznoszenia przy ziemi dla dowolnego punktu biegunowej odczytujemy posługując się skalą $w_z\,(v_y)$. Prowadząc z punktu tego prostą $c_y^3/c_x^2 = \text{const}$ aż do przecięcia się z prostą $\frac{Q}{S} = \text{const}$ otrzymujemy punkt, z którego poprowadzona prosta pod kątem 45° wyznacza na skali $w_z\,(v_y)$ pewną wartość w_{z1}. Jest to wartość fikcyjna na prędkość wznoszenia, jaką posiadałby nasz szybowiec, gdyby moc jaką zużywa na lot poziomy, poszła na wznoszenie.

Tę fikcyjną szybkość należy odjąć od szybkości w_{z2} jaką posiadałby zużywając na wznoszenie moc całkowitą, którą dysponuje. Wartość w_{z2} wyznaczamy prowadząc prostą nachyloną pod kątem 45° z punktu $\left(\frac{Q}{S}, \frac{N}{S}\right)$. Prawdziwa wartość wznoszenia się:

$$w_z = w_{z2} - w_{z1}.$$

(N oznacza moc silnika pomnożoną przez sprawność śmigła).



Ryc. 5.
Objaśnienie dla wyznaczania prędkości na wykresach logarytmicznych.

Maksymalna szybkość wznoszenia będzie różnicą wartości w_{z2} i w_{z0}, przyczem w_{z0} wyznaczamy tak samo jak minimum szybkości opadania dla szybowca:

$$w_{z\,max} = w_{z2} - w_{z0}.$$

Szybkość lotu poziomego dla dowolnego punktu biegunowej wyznaczamy odmieniając na skali v od punktu 0 (50) począwszy, odcinek równoległy do prostych $c_y^3/c_x^2 = \text{const}$ zawarty między danym punktem biegunowej a punktem przecięcia się tej prostej z prostą $\frac{Q}{S} = \text{const}$. [odcięta tego punktu przecięcia się, daje moc potrzebną do lotu poziomego].

Maksymalną szybkość reprezentuje analogiczny odcinek zawarty między punktem $\left(\frac{Q}{S}, \frac{N}{S}\right)$ a biegunową. Przy odmierzaniu odcinków na skali obowiązuje reguła podana powyżej przy odczytywaniu szybkości szybowca po torze.

Dokładność wyników odczytywanych przy pomocy wykresów logarytmicznych jest równa dokładności zwykłego suwaka rachunkowego o długości 27 *cm*.

PRACE NADESŁANE

G. A. MOKRZYCKI

Wyważanie samolotów.

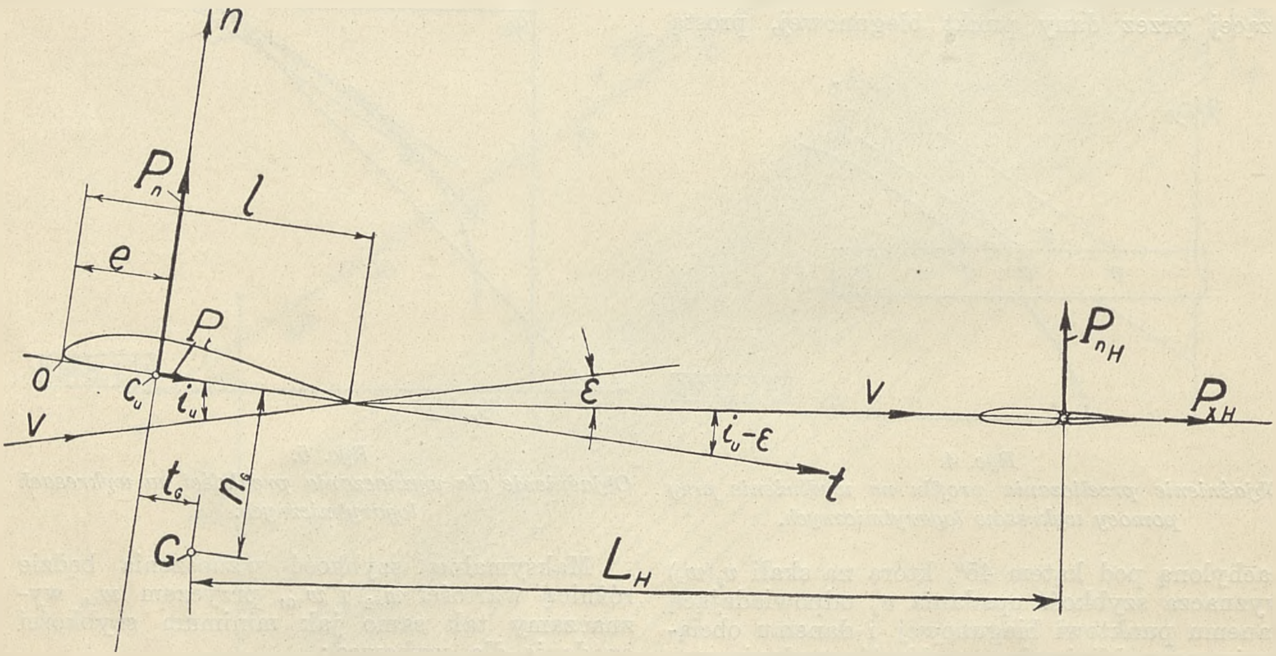
Le Centrage des avions.

L'auteur donne la solution de problème suivant: Etant donné un avion fixé par l'avantprojet, indiquer la position du centre de gravité, affin que l'avion puisse voler à l'ange choisie i_u en possédant le coéffinént de stabilité statique $\mu = \frac{dc_M}{di}$, dont la valeur est aussi confornément fixée par le constructeur.

Zagadnienie wyważenia samolotu w projekcie wstępnym, więc na drodze rachunkowej, da się sformułować następująco:

Konstruktor ustalił kształt samolotu zapomocą szkicu, obliczył wyczyny samolotu, co oznacza, że wybrał profil skrzydła, zdecydował kształt geometryczny jest również ustalony. Dla szeregu wychyleń steru wysokości znamy również w funkcji kąta natarcia usterzenia jego spółczynniki siły normalnej do cięciwy profilu c_{nH}, oraz równoległej do niej c_{tH}. (Bliższe dane co do ustalenia C_{nH}, znajdzie czytelnik w *Fuchs-Hopf-Seewald:* Aerodynamik I Tom, str. 175).

Logiczniej jest przeprowadzić obliczenia dla wypadku, w którym drąg sterowy trzyma pilot w ręku. (Gdyby konstruktor chciał przeprowadzić obliczenie w wypadku luźno puszczonego steru wysokości, wyrazi się to odpowiednią wartością c_{nH}, którą najlepiej ustalić pomiarem).



Ryc. 1.

kształt usterzenia poziomego, zna wielkość ciągu i położenie środka ciężkości, oraz określił użytkowy kąt natarcia, na którym samolot najczęściej będzie latał.

Zazwyczaj wyważenie przeprowadzamy wychodząc z założenia, aby przy locie na użytkowym kącie natarcia i_u, opór usterzenia był jak najmniejszy. Ponieważ na usterzeniu używa się dziś przedewszystkiem profile bisymetryczne, jest to równoznaczne z warunkiem, aby kąt natarcia statecznika, kąt załamania steru wysokości i udźwig usterzenia wynosił zero.

Pozatem konstruktor stawia wymaganie, aby (zależnie od typu budowanego samolotu) spółczynnik równowagi statycznej $\frac{dc_M}{di} = c_M'$ miał pewną obraną wartość.

Statecznik wybieramy z katalogów publikowanych przez instytuty badawcze, tak że jego

Poniżej wskażemy drogę rachunkową, prowadzącą wprost do celu. Często bowiem konstruktor realizował wyważenie drogą kolejnych prób, albo też zadowalał się taką wartością spółczynnika równowagi statycznej c_M' jaka przypadkiem wypadła.

1. Obliczamy kąt odgięcia wdół strugi poza skrzydłem jednym z wzorów powszechnie znanych, uwzględniając również ewentualnie odgięcie spowodowane działaniem strumienia śmigłowego.

Dla jednopłata można np. stosować wzór Munka:

$$\varepsilon = -\frac{1{\cdot}6}{\pi} c_y \frac{S}{L^2}\, 57{,}3$$

(S — powierzchnia skrzydła, L — rozpiętość skrzydła).

(Dokładniejsze metody obliczenia kąta odgięcia daje nowe wydanie *Fuchs-Hopf-Seewald* Aerodynamik Tom I, str. 185).

2. Klinujemy statecznik przy niezałamanym sterze wysokości, tak aby jego cięciwa tworzyła z kierunkiem wiatru głównego strumienia kąt ε, lub z cięciwą profilu płata kąt $i_u - \varepsilon$.

Wówczas gdy spółczynnik oporu statecznika przy kącie natarcia $i_H = O$ nazwiemy $(c_{xH})_{min}$, spółczynnik oporu w kierunku lotu będzie $(c_{xH})_{min.}$ cos ε. Wówczas dla profilu bisymetrycznego wypór P_{nH} równa się zeru.

3. Obieramy jako początek układu środek parcia C_u dla kąta użytkowego i_u, uważając za osie normalną do cięciwy profilu n i cięciwę profilu t. Niech spółrzędne środka ciężkości G w tym układzie wynoszą n_G i t_G.

Położenie środka parcia C_u wobec brzegu natarcia O oznacza związek

$$e = \frac{c_m}{c_y \cos i_u + c_x \sin i_u} l$$

(c_m, c_y, c_x spółczynniki aerodynamiczne przy kącie natarcia i_u, l szerokość płata). Wielkość c jest już zwykle znana.

4. Obliczmy moment wszystkich sił wobec środka ciężkości. Znak momentu dodatni, gdy pochyla samolot głową w dół, zwiążemy z ramieniem siły [1]).

odległość osi silnika od środka ciężkości wynosi f:

$$M_F = F f$$

5. Gdy zachodzi równowaga na kącie użytkowym i_u, moment wszystkich sił wobec środka ciężkości wynosi zero. Dodając momenty obliczone w punkcie 4 *a*, *b*, *c*, *d* mamy:

$$M_G = c_M S q l = c_n S q t_G + c_t S q n_G + c_{nH} S_H q L_H + \\ + q \Sigma c_x S_s r_s + F f = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

(c_M spółczynnik momentu wobec środka ciężkości).

6. Znajdźmy pochodną równania (1) wobec i:

$$\frac{d c_M}{d i} = c_M' = \frac{t_G}{l} c_n' + \frac{n_G}{l} c_t' + \frac{S_H L_H}{S l} c'_{nH} \qquad (2)$$

$$\text{gdzie}^{2)}\; c_n' = \frac{\partial c_n}{\partial i}; \quad c_t' = \frac{\partial c_t}{\partial i}; \quad c_{nH}' = \frac{\partial c_{nH}}{\partial i}$$

7. Kładąc w (1) dla kąta użytkowego i_u, $M_G = 0$, oraz podstawiając w (2) za c_M' wartość ustaloną, rozwiązuje konstruktor zagadnienie, jakie sobie postawił na wstępie. Samolot jest w równowadze i spółczynnik równowagi statycznej ma żądaną wartość.

Równania (1) i (2) rozwiązują, jak widzimy, przy ustalonej wartości iloczynu $(S_H L_H)$ ten problem jednoznacznie, figurują w nich bowiem jedynie dwie niewiadome n_G oraz t_G, które z tych równań dają się wyznaczyć. Mianowicie:

$$n_G = \frac{c_n' F f + c_M' c_n S q l + (c_{nH} c_n' - c_n c_{nH}') S_H q L_H + q c_n' \Sigma c_x S_s r_s}{(c_n c_t' - c_t c_n') S q} \qquad (3)$$

$$t_G = \frac{c_t' F P + c_M' c_t S q l + (c_{nH} c_t' - c_t c_{nH}') S_H q L_H + q c_t' \Sigma c_x S_s r_r}{(c_t c_n' c_t' Y' - c_n c_t') S q} \qquad (4)$$

a) Moment skrzydeł wynosi:

$$M_{skrz.} = P_n t_G + P_t n_G = c_n S q t_G + c_t S q n_G$$

c_n, c_t, q są to wartości dla kąta użytkowego i_u.

b) Moment usterzenia; uwzględniamy jedynie moment od siły normalnej P_{nH}, zaczepiającej w odległości L_H od środka ciężkości. Moment od siły P_{xH} doliczymy — jak zwykle — do momentu oporów szkodliwych, nie uwzględniając dla małych różnic jego zmienności z kątem natarcia.

$$M_H = P_{nH} L_H = c_{nH} S_H q L_H$$

S_H powierzchnia statecznika.

c) Moment oporów szkodliwych. Jeżeli opór jakiejś części wynosi: $c_x S_s q$ (S_s powierzchnia odniesienia) i ramię tej siły wobec środka ciężkości wynosi r_s, moment wynosi oczywiście: $c_x S_s q r_s$. Sumując momenty poszczególnych części, mamy:

$$M_s = q \Sigma c_x S_s r_s .$$

Należy tu doliczyć moment od P_{xH} jak to wspomniano w *b)*.

d) Wreszcie moment od ciągu śmigła F, gdy

Odległość środka ciężkości od brzegu natarcia określa zależność:

$$t_G' = e + t_G .$$

8. W wypadku szczególnym, przy zaklinowaniu obranem w (2), $c_{nH} = 0$, przez co liczniki wzorów (3) i (4) upraszczają się. Po obliczeniu n_G i t_G wyważenie uskuteczniamy przesuwając skrzydło tak, aby odległość środka parcia od środka ciężkości określona była wartościami (3) i (4). Natomiast naogół nie jest wskazanem zmieniać położenie środka ciężkości przez przesuwanie mas w kadłubie.

9. Ponieważ wysokość płata nad środkiem ciężkości określona przez n_G, nie daje się ze względów konstrukcyjnych wiele zmieniać i jej wpływ jest nieduży, najlepiej przyjąć n_G takie, jakie ustaliliśmy szkicem i uważać w równaniach (1) i (2) za niewiadome t_G, oraz iloczyn $(S_H L_H)$, charakteryzujący wielkość usterzenia i jego odległość od środka ciężkości. W iloczynie tym możemy, kierując się względami konstrukcyjnemi zmienić jeszcze powierzchnię usterzenia S_H, lub długość kadłuba.

W ten sposób rozwiązane równania (1) i (2) dają:

---

[1]) N. p. gdy tak jak na ryc. 1 siły P_n oraz P_t dają moment podnoszący łeb w górę, należy t_G oraz n_G wstawić ze znakiem ujemnym.

[2]) Wartość c_n', c_t', c_{nH}' bierzemy z wykresów: $c_n = f(i)$; $c_t = f(i)$; $c_{nH} = f(i)$.

$$t_G = \frac{n_G\,(c_t\,c_{nH}' - c_t'\,c_{nH}) + l\,c_{nH}\,c_M' + \frac{c_{nH}'}{S}\left(\frac{F}{q}f + \Sigma c_x S_s r_s\right)}{c_{nH}\,c_n' - c_{nH}'\,c_n} \qquad (5)$$

$$S_H L_H = \frac{n_G S\,(c_t\,c_n' - c_t'\,c_n) + c_n S\,l\,c_M' + c_n'\left(\frac{F}{q}f + \Sigma c_x s_s r_s\right)}{c_{nH}\,c_n' - c_{nH}'\,c_n} \qquad (6)$$

W wypadku gdy statecznik jest zaklinowany tak, jak to ustaliliśmy w (2), $c_{nH}=0$, co uwzględnione w (5) i (6) daje:

$$t_G = -\frac{n_G\,c_t + \frac{1}{S}\left(\frac{F}{q}f + \Sigma c_x S_s r_s\right)}{c_n} \qquad (5a)$$

$$S_H L_H = \frac{n_G S\,(c_t\,c_n' - c_t'\,c_n) + c_n S\,l\,c_M' + c_n\left(\frac{F}{q}f + \Sigma c_x S_s r_s\right)}{c_n\,c_{nH}'} \qquad (6a)$$

Odległość środka ciężkości od brzegu natarcia skrzydła daje znowu zależność:

$$t_G' = e + t_G.$$

ZBIGNIEW LELIWA KRZYWOBŁOCKI

Możliwości zastosowania napędu rakietowego w lotnictwie.

Possibilités de l'application de la propulsion à fusée dans l'aviation.

L'auteur présente brièvement les principes de la propulsion à fusée et établit les formules suivantes:

1. Formule de l'accélération de la fusée dans la n-tième seconde (13).

2. Formule du nombre de secondes écoulées jusqu'au moment où l'accélération de la fusée atteint une valeur infinie (14).

3. Formule de la masse des gaz d'échappement dans la n-tième seconde, dans l'hypothèse que l'accélération de la fusée est constante (15).

4. Formule du rendement moyen de la fusée dans une période définie, pour une vitesse variable et une accélération constante (16 et 18).

5. Formule de l'altitude optimum du vol pour un combustible donné, c'est-à-dire l'altitude où le rendement est maximum (28).

L'auteur examine ensuite la possibilité de l'application de la propulsion à fusée dans les différentes genres d'aviation. Il arrive à la conclusion que cette propulsion peut être employée, dans l'état actuel de la technique, dans l'aviation de chasse, dans l'aviation sans moteur et dans l'aviation sans équipage, mais qu'elle ne sera pas appliquée — au moins à l'avenir prochain — dans l'aviation de transport, de bombardement et de reconnaissance.

Wobec przejawiającego się w ostatnich czasach zainteresowania napędem rakietowym w lotnictwie, omówię w poniższym artykule pokrótce w elementarny sposób zasady napędu rakietowego a następnie przedstawię możliwości zastosowania tego napędu w niektórych rodzajach lotnictwa. W tekscie podaję następujące wzory:

a) wzór na siłę pociągową rakiety (1),
b) „ „ prędkość wylotową gazów (3),
c) wzór na energję jednostkową rakiety (6),
d) „ „ chwilowy spółczynnik sprawności zewnętrznej rakiety (7),
e) wzór na przyspieszenie rakiety w „n-tej“ sekundzie (13),
f) wzór na czas, po którym przyspieszenie rakiety staje się nieskończenie wielkie (14),
g) wzór na masę wylotowych gazów w „n-tej“ sekundzie przy stałem przyspieszeniu rakiety (15),
h) wzór na średni spółczynnik sprawności rakiety (16),
j) wzór na najlepszą wysokość lotu dla danego materjału pędnego (28),
k) wzór na całkowitą sprawnośś rakiety (30).

W końcu przedstawiam kierunki, w jakich badania rakietowe mogą się rozwijać, z uwzględnieniem podziału na rakiety prochowe, rakiety na paliwo ciekłe i rakiety małe, przystosowane do potrzeb szybownictwa.

Siła pociągowa rakiety.

W napędzie rakietowym siłą, nadającą przyspieszenie, jest reakcja wylotowych gazów.

Siłę tę obliczymy z wzoru:

$$P = \frac{G_s}{g} \times C \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1)\,[1]$$

[1]) Wzór (1) wynika z wzoru:

$$P \times t = m \times c$$

lub:

$$P = \frac{m}{t} \cdot c$$

Zakładając $t=1$ *sek*, otrzymujemy wzór (1).

gdzie oznaczają:

$P =$ siła,

$G_s =$ ciężar wylotowych gazów w czasie 1 sekundy,

$c =$ prędkość wylotowych gazów.

Poniższe rozważania przeprowadzam przy następujących założeniach:

1. Ruch rakiety w rozpatrywanych przedziałach czasu traktuję jako ruch ustalony.

2. Nie uwzględniam wpływu przyciągania ziemi.

3. We wzorach na przyspieszenie biorę zamiast istotnych przyspieszeń — ich średnie wartości w przedziale 1 *sek*; uzyskany w ten sposób obraz ruchu zbliża się dość prawdopodobnie do rzeczywistego obrazu ruchu rakiety.

Prędkość wylotowa gazów.

Oznaczmy:

$v =$ prędkość rakiety,

$E =$ wartość opałowa 1 kilograma materjału pędnego.

Przy założeniu, że sprawność spalania wynosi 100%, wartość opałowa będzie równą energji kinetycznej gazów, otrzymanych ze spalenia 1 kilograma materjału pędnego; zatem:

$$E = \frac{1}{g}\frac{c^2}{2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

lub:

$$c = \text{const}\sqrt{E} \quad \ldots\ldots \quad (3)$$

Ponieważ c jest proporcjonalne do $\sqrt{E}$, zatem, chcąc uzyskać małe wartości c, należy brać materjały o bardzo małej wartości E.

Poniżej podajemy niektóre szybkości wylotowe według Goddard'a i prof. Oberth'a, zaczerpnięte z „Raketenflugtechnik" Dr. Sängera [1]:

Według Goddard'a:

Materjał pędny	Wartość opałowa E w 10^6 *kgm/kg*	Szybkość wylotowa teoretycz. w $\frac{m}{sek}$	Szybkość wylotowa mierzona w $\frac{m}{sek}$
Proch z rakiety okrętowej Coston'a	0,232	2350	1600
Proch pistoletowy Nr. 3 Tow. Dupont Powder Co.	0,415	2860	2290
Bezdymny proch „Infallible" Tow. Hercules Powder Co.	0,528	3220	2434

Według prof. Obertha:

Materjał pędny	Wartość opałowa E w 10^6 *kgm/kg*	Szybkość wylotowa teoretycz. w $\frac{m}{sek}$	Szybkość wylotowa mierzona w $\frac{m}{sek}$
Mieszanka benzynowa	—	2190	1700
Wodór + tlen (gramodrobiny)	1,03	4470	4000

Energja jednostkowa rakiety.

Niech rakieta porusza się ruchem jednostajnym t. z., że opór środowiska jest stały i zawsze zrównoważony reakcją gazów wylotowych[2]).

Bierzemy pod uwagę jednostkę masy materjału pędnego, znajdującą się w komorze spalinowej rakiety, poruszającej się z prędkością v. Ta jednostka posiada w danej chwili energję (przy założeniu, że η spalania wynosi 100%):

$$L_1 = \frac{c^2}{2} + \frac{v^2}{2} \quad \ldots\ldots \quad (4a)$$

Gdyby rakieta była w spoczynku, to gazy po spaleniu uszłyby z prędkością „$-c$" — uważając kierunek ruchu gazów za ujemny a rakiety za dodatni — a ponieważ rakieta porusza się z prędkością „v", zatem bezwzględna prędkość wylotowych gazów wynosi $(-c+v)$ a energja uchodzących gazów:

$$L_2 = \frac{(v-c)^2}{2} \quad \ldots\ldots \quad (4b)$$

Przyrost energji rakiety wyniesie:

$$L = L_1 - L_2 = vc \quad \ldots\ldots \quad (4)$$

lub:

$$L = \sqrt{2g}\, v\sqrt{E} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (5)$$

Zakładamy $g =$ const i $v =$ const; chcąc uzyskać dużą wartość energji kinetycznej rakiety w danej chwili, należy powiększyć E w drugiej potędze czyli użyć materjału pędnego o bardzo wielkiej wartości opałowej.

Z powyższych:

$$\frac{L}{E} = \frac{vc}{E} = \frac{2vcg}{c^2} = \frac{2vg}{c} \quad \ldots\ldots \quad (6)$$

Wzór (6) przedstawia energję rakiety, uzyskaną z jednostki wartości opałowej materjału pędnego; aby ta energja była dużą, należy mieć dużą v lub małą c; aby ta „jednostkowa energja" była stałą dla różnych materjałów pędnych, należy odpowiednio zmieniać v.

---

[2]) Należy zaznaczyć, że niektórzy autorzy (np. Sänger) wyprowadzają wzór (7) pod założeniem, że niema oporu środowisku. Założenie to jest o tyle nieścisłe, że przy braku oporu środowisku ruch rakiety nie będzie ruchem jednostajnym.

Drugiem zastrzeżeniem, które należy tu zrobić, jest to, że w tem rozważaniu nie biorę pod uwagę zmiany masy poruszającej się bryły.

Chwilowy spółczynnik sprawności zewnętrznej rakiety.

Dzielimy (4) przez (4a) i ten stosunek nazwijmy spółczynnikiem sprawności zewnętrznej rakiety w danej chwili [1]; otrzymamy:

$$\eta_z = \frac{L}{L_1} = \frac{2vc}{c^2+v^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (7)$$

Zakładamy $c =$ constans, t. z. przyjmujemy, że materjał pędny jest stale ten sam i że gazy spalinowe wypływają z dyszy nieprzerwanym strumieniem ze stałą prędkością. Szukamy η_z. max., uważając v za zmienną niezależną. Z warunku:

$$f'(v) = 0$$

otrzymamy:

$$v = c \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (8)$$

zaś:

$$\eta_z . \text{max.} = \frac{2v^2}{2c^2} = 1 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (9)$$

Ten sam wynik otrzymamy, gdy η_z przedstawimy w postaci:

$$\eta_z = \frac{2\left(\frac{v}{c}\right)}{\left(\frac{v}{c}\right)^2+1} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (10)$$

i będziemy uważali η_z za funkcję $\left(\frac{v}{c}\right)$.

Aby nasz spółczynnik wynosił stale 1, prędkość rakiety musi być stałą i równą prędkości względnej gazów wylotowych [3]).

[3]) Nie należy fałszywie rozumieć tego wyniku; wzór (9) względnie (10) odnosi się do jednostajnego ruchu rakiety. Atoli ruch rakiety nie jest stale jednostajnym, lecz na początku musi być ruchem zmiennym. Zatem wzory (9) i (10) mogą się odnosić do pewnej części ruchu rakiety, a mianowicie do tej, w której jest on jednostajnym, a nie do całego ruchu. Nie należy porównywać tego zdania ze zdaniem Scherschevsky'ego [5], że: „popularny sąd, że największy stopień sprawności osiąga się, gdy prędkość rakiety jest równą prędkości gazów wylotowych, jest błędny", gdyż rozważania Scherschevsky'ego odnoszą się do ruchu zmiennego.

Odnośnie do zagadnienia sprawności zewnętrznej, Noordung [6] podaje następujący wzór:

$$\eta_z = \left(2 - \frac{v}{c}\right)\frac{v}{c} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (7a)$$

Ten wzór jest fałszywy, co poniżej udowodnię. Autor rozumuje tak:

$$\eta_z = \frac{\text{energja zyskana}}{\text{energja zużytkowana}} = \frac{\text{energja zużytkowana — energja stracona}}{\text{energja zużytkowana.}}$$

Energja zużytkowana $= \frac{mc^2}{2}$

Energja stracona $= \frac{m(c-v)^2}{2}$

m=masa wylotowych gazów.

c, v mają znaczenie jak w tekście.

$$\eta_z = \frac{mc^2 - m(c-v)^2}{mc^2} = \left(2 - \frac{v}{c}\right)\frac{v}{c}.$$

Błąd pochodzi stąd, że energja zużytkowana wynosi $\frac{m(c^2+v^2)}{2}$ a nie $\frac{mc^2}{2}$, bo przecież masa „m" tuż przed spaleniem porusza się z prędkością „v"; po uwzględnieniu tego otrzymamy wzór (7). Dalej według Noordung'a η_z może mieć czasami wartość ujemną — gdy $\frac{v}{c} > 2$; otóż znowu nie można się z tem zgodzić, bo z pojęcia spółczynnika sprawności wynika, że musi $\eta \geq 0$, nie może $\eta < 0$. Skutkiem (7a) wszyskie rozumowania Noordunga od str. 28—34 powinne ulec zmianie. (Na ten fakt już zwrócił mimochodem uwagę Dr. Sanger).

Przyspieszenie rakiety w „n-tej" sekundzie.

Przeprowadzimy teraz następujące rozważanie, wykluczając opór środowiska:

Rakieta ma w pewnej chwili prędkość v_0; prędkość wylotowa gazów $c =$ constans; pod wpływem stałej reakcji gazów ruch rakiety jest ruchem przyspieszonym; masa wylatujących gazów dm zmniejsza o swoją wielkość masę rakiety. Oznaczamy:

dm=masa wylatujących gazów w czasie dt,

m = masa pozostała rakiety,

dv=przyrost prędkości pozostałej masy rakiety w czasie dt.

Z zasady pędów mamy:

$$c\,dm = -m\,dv \quad . \; . \; . \; . \; . \; (11)$$

Równanie to zostało podane przez prof. Oberth'a [2]. Bierzemy taki czas pod uwagę, by masa rakiety zmieniła się z m_0 do m_1 a prędkość z v_0 do v_1.

$$c\,dm = -m\,dv$$

$$-c\frac{dm}{m} = dv$$

$$-c\int_{m_0}^{m_1}\frac{dm}{m} = \int_{v_0}^{v_1} dv$$

$$c(ln\,m_0 - ln\,m_1) = v_1 - v_0$$

$$v_1 - v_0 = c\,ln\frac{m_0}{m_1} = ln\left(\frac{m_0}{m_1}\right)^c \quad . \; . \; (12)$$

To jest wzór na przyrost prędkości w czasie, w którym masa rakiety zmniejszy się o $(m_0 - m_1)$. Gdy za ten czas przyjmiemy 1 sekundę, to wzór (12) przedstawi nam średnie przyspieszenie rakiety (t. z. przyjmując ruch ustalony w czasie 1 *sek*) a $(m_0 - m_1)$ ubytek masy rakiety w tej sekundzie.

Oznaczmy masę początkową rakiety, jak wyżej, przez m_0, stały ubytek masy rakiety w jednej sekundzie przez „Δm", zaś przyspieszenie rakiety przez „a", to przyspieszenia po poszczególnych sekundach przedstawią się:

$$a_1 = c\log\frac{m_0}{m_0 - \Delta m}$$

$$a_2 = c\log\frac{m_0 - \Delta m}{m_0 - 2\Delta m}$$

$$a_3 = c\log\frac{m_0 - 2\Delta m}{m_0 - 3\Delta m}$$

$$a_n = c\log\frac{m_0 - (n+1)\Delta m}{m_0 - n.\Delta m} \quad . \; . \; (13)^4)$$

[4]) Scherschevsky dochodzi do następującego wzoru na przyspieszenie w „r-tej" sekundzie:

Ponieważ c=const. a wyrażenia logarytmowane są coraz większe, zatem przyspieszenia będą rosły; wzór (13) pozwala nam obliczyć przyspieszenie w „n"-tej sekundzie, gdy znamy m_0 i n.

Czas, po którym przyspieszenie rakiety staje się nieskończenie wielkie.

Wyrażenie na a_n osiągnie wartość nieskończenie wielką, gdy $n\Delta m = m_0$. Z tego:

$$n = \frac{m_0}{\Delta m} \quad \ldots\ldots \quad (14)$$

Wzór (14) określa nam ilość sekund, po których przyspieszenie rakiety staje się nieskończenie wielkie pod wyżej ustalonemi założeniami.

Masa wylotowych gazów w „n-tej" sekundzie przy stałem przyspieszeniu rakiety.

Stawiamy sobie następujący cel: przyspieszenie rakiety ma być stałe. Z wzoru (13) widać, że wyrażenie logarytmowane musi być zawsze stałe, czyli masa wylotowych gazów w poszczególnych sekundach będzie zmienną, gdyż masa rakiety ciągle się zmniejsza o masę wylotowych gazów; oznaczając zmienne masy wylotowych gazów w poszczególnych sekundach przez Δm_1, Δm_2, będziemy mieli równości:

$$\frac{m_0}{m_0 - \Delta m_1} = \frac{m_0 - \Delta m_1}{m_0 - \Delta m_1 - \Delta m_2} = \frac{m_0 - \Delta m_1 - \Delta m_2}{m_0 - \Delta m_1 - \Delta m_2 - \Delta m_3} =$$

$$= \ldots \frac{m_0 - \sum_{x=0}^{x=n} \Delta m_x}{m_0 - \sum_{x=1}^{x=n+1} \Delta m_x}$$

Z wartości pierwszej i drugiej mamy:

$$\Delta m_2 = \Delta m_1 - \frac{\Delta m_1^{\,2}}{m_0}$$

Z pierwszej i trzeciej:

$$\Delta m_3 = \Delta m_1 - 2\frac{\Delta m_1^{\,2}}{m_0} + \frac{\Delta m_1^{\,3}}{m_0^{\,2}}$$

Z tego można osiągnąć taki wzór rekursywny:

$$\Delta m_n = \Delta m_1 - \Delta m_1 \left[\sum_{x=1}^{x=n-1} \Delta m_x \right] \frac{1}{m_0} \quad (15)\,[5]$$

Ten wzór pozwala nam obliczyć masę wylotowych gazów w „n-tej" sekundzie, gdy znamy masę początkową rakiety i masy wyrzucone we wszystkich poprzednich sekundach, przy założeniu, że przyspieszenie jest stałe [6]).

$$b_r = -\frac{c}{m_r + m_a} \cdot \frac{dm_a}{dt} \quad \ldots\ldots \quad (13\,a)$$

gdzie c=prędkość gazów wylotowych,

m_r=masa pustej rakiety,

m_a= „ materjału pędnego, będącego w rakiecie w danej chwili,

$\frac{dm_a}{dt}$=masa materjału pędnego, spalona w danej jednostce czasu.

W „Die Rakete für Fahrt und Flug". A. B. Scherschevsky. Verlag C. J. E. Volckman. Berlin-Cherlottenbourg. 2, 1929. przy wartości na b_r (13 a) opuszczono w druku znak „—".

---

[5]) Scherschevsky [5] podaje taki wzór na $\left(\frac{dm_a}{dt}\right)_t$, pod warunkiem, że przyspieszenie jest stałe:

$$\left(\frac{dm_a}{dt}\right)_t = \text{Const}\,(m_r + m_a) \quad \ldots\ldots \quad (15\,a)$$

gdzie:

$\left(\frac{dm_a}{dt}\right)_t$ = masa materjału pędnego, spalonego w jednostce czasu w „t-tej" sekundzie.

m_r = masa pustej rakiety.

m_a = „ materjału pędnego, będącego w rakiecie w danej chwili.

[6]) W czasie dyskusji z prof. Dr. Burzyńskim okazało się, że wzór na Δm_n może mieć również postać:

$$\Delta m_n = \Delta m_1 \left(\frac{m_0 - \Delta m_1}{m_0}\right)^{n-1} \quad \ldots \quad (15\,b)$$

Scherschevsky podaje taki wzór na czas, po którym nastąpi całkowite spalenie materjału pędnego przy stałem przyśpieszeniu i prędkość osiągnie swoją maksymalną wartość:

$$t = \frac{c}{b_r} \log_n \left(1 + \frac{m_{aa}}{m_0}\right) \quad \ldots\ldots \quad (15\,c)$$

gdzie:

c =prędkość wylotowa gazów,

b_r =stałe przyspieszenie rakiety,

m_{aa}=masa materjału pędnego na początku ruchu,

m_r = „ pustej rakiety.

(W wydaniu niemieckiem: Die Rakete für Fahrt und Flug von A. B. Scherschevsky. Verlag C. J. E. Volckmann. Berlin-Charlottenburg 2. 1929 należałoby dobitnie przy wzorze (15 c) zaznaczyć, że ważny on jest przy stałem przyspieszeniu rakiety).

Hohmann [3] przy założeniu stałego przyspieszenia dochodzi do następujących wzorów:

Z równania: $c\,.\,dm = -m\,.\,dv$,

lub: $\frac{c\,.\,dm}{dt} = -\frac{m\,.\,dv}{dt}$

mamy: $\frac{dm}{dt} = -m\,.\,\frac{dv}{dt}\,.\,\frac{1}{c}$.

Uważając c i $\frac{dv}{dt}$ za stałe, mamy:

$$\frac{dm}{dt} = -\text{cons}\,.\,m \text{ lub}$$

$$\ln m = -\text{cons}\,.\,t + Z.$$

Stałą całkowania znachodzi się z warunku początkowego:

dla $t=0$, $m=m_0$, $Z=\ln m_0$.

Zatem: $\ln m = -\text{cons}\ t + \ln m_0$

lub: $\frac{m}{m_0} = e^{-\text{cons}\ t}$

względnie: $\frac{m_0}{m} = e^{\text{cons}}$

wreszcie: $m = \frac{m_0}{e^{\text{cons}\ t}}$

Wzory te pozwalają obliczyć masę końcową „m" względnie czas palenia „t" przy stałem przyspieszeniu. Wzór Hohmann'a przytacza również Valier [8].

Średni spółczynnik sprawności rakiety.

Zakładamy:

początkowa masa rakiety m_0;
masa rakiety po czasie „t" m_1;
początkowa prędkość rakiety v_0;
prędkość rakiety po czasie „t" v_1.

$$m_0 > m_1;\ v_0 < v_1.$$

Różnica mas zostaje wyrzucona w postaci gazów; przyrost energji masy „m_1":

$$\frac{m_1 (v_1^2 - v_0^2)}{2}$$

W czasie „t" wydaliśmy energję pod postacią gazów wylotowych:

$$\frac{(m_0 - m_1) c^2}{2}$$

Nadto mamy jeszcze stratę energji z powodu zmniejszenia się masy rakiety:

$$\frac{(m_0 - m_1) v_0^2}{2}$$ [7])

Stosunek energji zyskanej przez rakietę do energji wydanej nazwiemy średnim spółczynnikiem sprawności zewnętrznej w czasie „t". Zatem [1]:

$$\eta_z \text{ śr.} = \frac{\frac{m_1 (v_1^2 - v_0^2)}{2}}{\frac{(m_0 - m_1) c^2}{2} + \frac{(m_0 - m_1) v_0^2}{2}} =$$

$$= \frac{m_1 (v_1^2 - v_0^2)}{(m_0 - m_1) c^2 + (m^0 - m_1) v_0^2} = \frac{m_1 (v_1^2 - v_0^2)}{(m_0 - m_1)(c^2 + v_0^2)}$$

Celem uproszczenia rachunkowego wstawimy w miejsce $(v_1^2 - v_0^2)$ wyrażenie $(v_1 - v_0)^2$; popełniamy przez to błąd na niekorzyść spółczynnika η_z śr., bo najwidoczniej jest $(v_1 - v_0)^2 < v_1^2 - v_0^2$.

Zatem:

$$\eta_z \text{ śr.} = \frac{m_1 (v_1 - v_0)^2}{(m_0 - m_1)(c^2 + v_0^2)} = \frac{(v_1 - v)_0^{\,2}}{\left(\frac{m_0}{m_1} - 1\right)(c^2 + v_0^2)}$$

Zakładamy, że masa wylotowych gazów jest w każdej sekundzie jednakową; przyspieszenie będzie zatem zmienne; mieliśmy przedtem wzór:

$$(v_1 - v_0) = c (ln\, m_0 - ln\, m_1) = c\, ln \frac{m_0}{m_1} \text{ lub:}$$

$$e^{\frac{v_1 - v_0}{e}} = \frac{m_0}{m_1}$$

Powyższą wartość wstawiamy we wzór na η_z śr.

$$\eta_z \text{ śr.} = \frac{(v_1 - v_0)^2}{\left(e^{\frac{v_1 - v_0}{c}} - 1\right)(c^2 + v_0^2)} = \frac{\frac{(v_1 - v_0)^2}{c^2}}{\left(e^{\frac{v_1 - v_0}{c}} - 1\right)\left(\frac{v_0^2}{c^2} + 1\right)} \quad (16)$$

[7]) Należy zaznaczyć, że w tem rozważaniu wziąłem pod uwagę tylko początkowy i końcowy stan, w odstępie czasu „t", nie zajmując się stanami pośredniemi.

Uważajmy wielkość $\left(\frac{v_1 - v_0}{c}\right)$ za zmienną niezależną i obliczmy maximum funkcji $\eta_{z.\,śr.} = f\left(\frac{v_1 - v_0}{c}\right)$. Z warunku:

$$f'\left(\frac{v_1 - v_0}{c}\right) = 0 \text{ mamy:}$$

$$\frac{v_1 - v_0}{c} = 1{\cdot}593 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (17)\ [8])$$

$$\eta_{z.\,śr.\,max.} = \frac{1{\cdot}593^2}{e^{1{\cdot}593} - 1} \times \frac{1}{\frac{v_0^2}{c^2} + 1} \quad . \; . \quad (18)$$

Jeżeli w powyższym wzorze przyjmiemy $v_0 = 0$, t. z. będziemy rozważali ruch rakiety od spoczynku, to otrzymamy wzory podane np. w „Raketenflugtechnik" Dr. Sängera [1] lub przez Oberth'a [2]:

$$\eta_{z.\,śr.} = \frac{\left(\frac{v_1}{c}\right)^2}{e^{\frac{v_1}{c}} - 1} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (19)$$

$$\frac{v_1}{c} = 1{\cdot}593 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (20)$$

$$\eta_{z.\,śr.\,max.} = \frac{1{\cdot}593^2}{e^{1{\cdot}593} - 1} = 0{\cdot}647 \quad . \; . \quad (21)\ [9])$$

Najlepsza wysokość lotu dla danego materjału pędnego.

Dotychczas rozważaliśmy ruch rakiety bez oporu i bez wpływu przyciągania ziemi. Gdybyśmy wzięli pod uwagę opór powietrza, to musielibyśmy wziąć pod uwagę zmianę gęstości powietrza z wysokością. Opór powietrza można przedstawić wzorem:

$$R = a \times \varrho \times S \times v^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (22)$$

a = spółczynnik doświadczalny,
ϱ = gęstość powietrza,
S = powierzchnia poruszającego się ciała, odniesiona według umowy do jakiegoś kierunku,
v = prędkość poruszającego się ciała.

Ten opór można przedstawić:

$$R = k \times \varrho \times v^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (23)$$

Spółczynnik $k = a \times S$ uważamy za stały. Niech ruch naszej rakiety odbywa się na stałej wysokości, ze stałą prędkością; zatem w każdej chwili siła pociągowa rakiety równoważy się z oporem powietrza; siłę tę da nam teraz poprawiony wzór (1):

[8]) Ścisłe rozważania matematyczne doprowadzają do wniosku, że wyrażenie $\frac{v_1 - v_0}{c}$ nie jest stałe, lecz zależy od $\frac{v_0}{c}$; celem uproszczenia rachunku przyjęto powyżej $(v_1 - v_0)^2$ zamiast $v_1^2 - v_0^2$, z czego wynikł wzór (17) przybliżony.

[9]) Scherschewsky dochodzi do $\eta_{z.\,śr.\,max.} = 0{\cdot}647$ przy $\frac{v_1}{c} = 1{\cdot}61$, zaś Noordung [6] podaje 0·65 przy $\frac{v_1}{c} = 1{\cdot}59$.

$$R = k \times \varrho \times v^2 = P' = \frac{G_s}{g} \times c + p_0 \times F \quad . \; (24)$$

gdzie: p_0 = ciśnienie u wylotu dyszy.
F = powierzchnia przekroju wylotu dyszy.

Wyrażenie $p_0 \times F$ jest małe, możemy je pominąć; ponieważ nasz ruch jest jednostajnym, więc możemy zastosować wzór (7). Z wzoru (24) obliczamy v i podstawiamy we wzór (7):

$$v^2 = \frac{m \times c}{k \times \varrho} = \frac{B}{\varrho} \quad \text{gdzie} \quad m = \frac{G_s}{g}$$

$$v = \frac{D}{\sqrt{\varrho}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (25)$$

$$\eta_Z = \frac{2\,c\,D\,\varrho^{-\frac{1}{2}}}{c^2 + D^2\,\varrho^{-1}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (26)$$

Uważajmy η_Z za funkcję ϱ, to widać, że dla danego materjału pędnego η_Z. zależy tylko od ϱ czyli od wysokości lotu. Znajdziemy gęstość, dla której η_Z jest maximum:

$$\frac{d\,\eta_Z}{d\,\varrho} = 0 \quad \text{z tego:}$$

$$\varrho = \frac{D^2}{c^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (27)$$

Po podstawieniu równania (3):

$$\varrho = \frac{\text{const}}{E} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (28\,a)$$

Wiążąc ϱ względnie ciężar właściwy powietrza γ (kg/m^3) z wysokością z (klm) wzorem Hohmanna [3]:

$$\varrho = \varrho_0 \left(1 - \frac{z}{400.000}\right)^{49} \quad . \; . \; . \; (28\,b)$$

otrzymamy wzór na najlepszą wysokość lotu:

$$\left(1 - \frac{z}{400.000}\right)^{49} = \frac{\text{cons}'}{E} = \frac{\text{cons}''}{c^2} \quad . \; . \; (28)$$

Porównanie sprawności samolotu rakietowego i samolotu z napędem śmigło-silnikowym.

Zastanowimy się nad niektóremi wynikami. Niech ruch samolotu rakietowego będzie ruchem jednostajnym na stałej wysokości. Do tego rodzaju ruchu odnosi się wzór (7). Oprócz η_Z. jednak musimy jeszcze uwzględnić sprawność wewnętrzną, indykowaną η_i; te wewnętrzne straty pochodzą np. od niezupełnego spalania. Dr. Sänger [1] określa wartość η_i. na podstawie doświadczeń na:

$$\eta_i. = 0{\cdot}7 \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (29)$$

Zatem całkowita sprawność:

$$\eta = \eta_z . \eta_i = 0{\cdot}7 . \eta_z \quad . \; . \; . \; . \; . \; (30)$$

Przy danym materjale pędnym η będzie zależne tylko od prędkości v. Jako materjał pędny obieramy mieszankę benzynową, której ekwiwalent wartości opałowej „$c_{teor.}$“ = 2190 m/sek (mieszanka benzynowa posiada stosunkowo małą wartośń „$c_{teor.}$“, niższą w każdym razie od tych wartości dla prochu).

Poniższa tabela przedstawia nam wartości η dla różnych v:

$v=$	100	200	300	400	500	600	700	m/sek
$\eta=$	0·0638	0·1270	0·1885	0·2479	0·3010	0·3500	0·3940	

Sprawność dzisiejszego silnika lotniczego wybuchowego = ∾ 0·24; sprawność śmigła wynosi przeciętnie ∾0·7; zatem całkowita sprawność napędu śmigło-silnikowego wynosi ∾0·168. Aby napęd rakietowy miał tę samą sprawność, co napęd śmigło-silnikowy, musiałaby prędkość rakiety wynosić od 200—300 m/sek czyli od 720 — 1080 $km/godz.$ Ponieważ szybkość ∾ 200 m/sek została już dzisiaj osiągniętą przez rekordowe samoloty w troposferze, więc niektórzy konstruktorzy usiłują zastąpić dotychczasowy napęd samolotów napędem rakietowym. Jednakże należy pamiętać o tem, że uzyskanie prędkości 200 m/sek jest połączone z dużą mocą silnika, i dlatego jest rzeczą wątpliwą, czy klasyczny napęd rakietowy benzynowy wyprze dotychczasowy silnik lotniczy, jeżeli chodzi o loty w troposferze ze średnią prędkością. Możliwe, że zastosowanie wielokrotnej dyszy wylotowej Melot'a da jakieś znośne wyniki, choć podnoszą się poważne głosy przeciwko takiej dyszy z powodu strat mięszania się strug o różnych prędkościach. Jeżeli chodzi o wydatek benzyny w motorze wybuchowym i rakietowym przy prędkości 200 m/sek, to prosty rachunek pokaże, że wydatek ten będzie prawie jednakowy w obu przypadkach. Weźmy motor włoskiej fabryki „Fiat“ A S 6 o mocy 3100 KM, który niedawno ustanowił światowy rekord szybkości ∾709 $km/godz$ t. zn. około 200 m/sek. Zużycie benzyny przyjmujemy wysokie 285 $gr/KM\ godz$ [10]). Zatem na jedną sekundę silnik ten zużywa:

$$B = \frac{3100 \times 285}{3600} = \sim 246\ gr/sek$$

Siłę pociągową śmigła obliczymy z wzoru:

$$T \times v = N \times \eta\, śm \quad . \; . \; . \; . \; . \; (31)$$

gdzie:
T = siła pociągowa śmigła w kg
v = prędkość samolotu w m/sek
N = moc silnika
$\eta śm$ = sprawność śmigła; przyjmiemy 0·7 [11])

$$T = \frac{N \times \eta_{śm.}}{v} = 840\ kg \quad . \; . \; . \; . \; (32)$$

[10]) Silnik Mercury-Bristol IV — S. 2 wedle danych fabrycznych zużywa 0·273—0·290 $kg/KM\ godz$; moc 505/590 KM.

Silnik Renault, 9·5 l objętości skokowej, 370 KM, wbudowany na jednym z Caudron'ów, typ 460, który ustanowił rekord światowy (505 $km/godz$), zużywał 310 $gr/KM\ godz$ [15].

[11]) Sprawność 2 śmigieł w układzie „tandem“ jest większą niż sprawność pojedyńczego śmigła [14]. Przyjmuję jednakże dla wszystkich przypadków sprawność równą 0·7. Silnik „Fiat“, o którym mowa, był zaopatrzony w 2 śmigła „tandem“.

Zakładamy, że lot jest jednostajny, zatem ta siła pociągowa równoważy się z oporem aerodynamicznym samolotu. Gdy nasz samolot będzie posiadał silnik rakietowy, to możemy przyjąć zgrubsza, że opór aerodynamiczny będzie taki sam; przyjęcie to może nie jest zupełnie słuszne, bo np. kadłub będzie miał inny kształt, ale do naszego rachunku ono zupełnie wystarczy. Aby samolot rakietowy poruszał się z tą samą prędkością, co samolot z silnikiem dzisiejszym, to silnik rakietowy, musi nam stale dostarczać siły równej oporowi aerodynamicznemu. Siłę pociągową rakiety obliczymy z wzoru (1), który nie jest zupełnie ścisły, jeżeli chodzi o ruch w powietrzu, lecz który do obliczeń praktycznych zupełnie wystarcza [4]. Po uzgodnieniu wymiarów:

$$P = m\,c = \frac{G}{g}\,c = 840\,kg \quad . \; . \; . \quad (1)$$

Z tego wzoru mamy G t. zn. ciężar wylatujących gazów w 1 sekundzie:

$$G = 3{,}760\,kg = 3760\,gr.$$

Biorąc stosunek benzyny do powietrza $= 1/_{18}$, widzimy, że na sekundę zużyjemy $\sim 209{,}0\,gr$ benzyny; lecz musimy jeszcze uwzględnić sprawność wewnętrzną rakiety (straty spalania) równą 0,7; rzeczywiste zatem zużycie benzyny:

$$B_r = \frac{209{\cdot}0}{0{\cdot}7} = \sim 298\,gr/sek.$$

Wydatki są prawie równe. To samo obliczenie przeprowadzone dla silnika Gnome et Rhone 14 Ksd . 760 K. M., wbudowanego na wojskowym samolocie „Super P. 24", konstrukcji P. Z. L., rozwijającym 412 *km/godz.* $= \sim 114$ *m/sek*, daje zużycie benzyny przez motor wybuchowy ~ 61 *gr/sek* przy 290 *gr*/K. M. *godz.*, siłę pociągową równą 355 *kg* przy $\eta_{śm} = 0{,}7$, wreszcie gową równą 355 *kg* przy $m\,śm = 0{,}7$, wreszcie zużycie benzyny przez silnik rakietowy w ilości ~ 120 *gr/sek* przy $\eta_i = 0{,}7$. Jest różnica z powodu mniejszej prędkości samolotu; silnik rakietowy zużywa 100% więcej. Zatem słusznem jest dążenie do zastosowania silnika rakietowego dopiero od 200 *m/sek* t. z. 720 *km/godz* [4], lecz będzie to silnik o bardzo dużej mocy. Gdybyśmy chcieli zastosować silnik rakietowy mniejszej mocy i rozwijać duże prędkości na dużych wysokościach, gdzie powietrze rzadsze i opór mniejszy, to może słusznym byłby projekt Valier'a [2] użycia na jednym samolocie napędu śmigło-silnikowego do lotu w troposferze i napędu rakietowego do lotu w wyższych warstwach, napęd śmigło-silnikowy posłużyłby również do startu, gdyż z silnikiem rakietowym start jest dosyć ciężki. Jednakże taki podwójny napęd zmniejszyłby bardzo udźwig użyteczny samolotu.

Jeżeli chodzi o ruch samolotu rakietowego do góry celem osiągnięcia takich wysokości jak 30 do 40 *km*, to ruch samolotu w ciągu takiego lotu będzie ruchem zmiennym z powodu zmian gęstości powietrza i z powodu zmniejszania się ciężaru własnego samolotu o wyrzucony materjał pędny; tu w niektórych okresach lotu możnaby zastosować wyżej podane wzory (11) — (28). Tego rodzaju lot omawia dokładnie np. Dr. Sänger [1], jeżeli chodzi o samolot rakietowy, lub Prof. Oberth [2], jeżeli chodzi wogóle o rakietę. Dr. Sänger [1] przyznaje, że w dolnych warstwach atmosfery sprawność samolotu rakietowego przy locie do góry będzie wynosiła 4% (!), lecz za to w górnych warstwach będzie znacznie lepszą. Odnośnie do niektórych obliczeń Dr. Sängera, należy zaznaczyć, że Dr. Sänger w niektórych swoich obliczeniach przyjmuje stosunek paliwa do całkowitego ciężaru samolotu na początku lotu równy 0,6 a nawet 0,8. Jest to liczba bardzo duża, dzisiaj trudna do osiągnięcia; pozatem taki samolot również nie mógłby udźwignąć żadnego ciężaru użytecznego poza materjałem pędnym.

Jak widzimy, klasyczny napęd rakietowy w zastosowaniu do lotnictwa, nie daje narazie pomyślnych wyników (nawet teoretycznie): na małych prędkościach mała sprawność, na dużych prędkościach w troposferze konieczność użycia bardzo wielkich mocy, na dużych wysokościach t. z. w stratosferze konieczność dużego zapasu paliwa, przez co wartość handlowa czy bojowa takiego samolotu maleje do zera. Możliwem jest, że zadawalniające wyniki da wielokrotna dysza lub inne urządzenie, zwiększające masę i zmniejszające prędkość wylotowych gazów, lecz dotychczas urządzenia te nie dały pomyślnych wyników [1] i wogóle co do użyteczności ich panują bardzo rozbieżne sądy [12]). Projekty budowania małych samolotów rakietowych, o dużem obciążeniu jednostkowym i małym oporze, i nadawania im już na ziemi dużych prędkości przy pomocy specjalnych urządzeń (katapult) celem zaoszczędzenia na materjale pędnym, o tyle są trudne do zrealizowania dzisiaj, że, spowodu tego, iż organizm ludzki nie znosi dużych przyspieszeń [13]), te urządzenia startowe musiałyby być bardzo długie; pozatem duża szybkość lądowania sprawiałaby nie małe trudności.

Możliwości zastosowania napędu rakietowego w poszczególnych rodzajach lotnictwa.

Zbierając to wszystko, dochodzimy łatwo do następujących wniosków, tyczących się zastosowania napędu rakietowego w lotnictwie:

1. Lotnictwo komunikacyjne, handlowe, pocztowe i t. p.: Napęd rakietowy wymaga dużych prędkości lotu i wysokości około 30—40 *km*. — Kwestją wpływu wysokości lotu na ekonomję transportu lotniczego zajmował się np. Bréguet (również Sikorsky); wnioski, dające się stąd wyciągnąć, ujmuje krótko inż. T. C. Karpiński w ten sposób: „Przewidywanie możliwości lotnictwa stratosferycznego, rozwijającego maksymalnie o-

[12]) Dla przykładu podam, że Dr. Sänger wypowiada raz [1] ujemny sąd o wartości zastosowania dyszy wielokrotnej, drugi raz [9] mówi, że „najprostszym sposobem polepszenia współczynnika sprawności zewnętrznej silnika rakietowego jest zastosowanie injektora, przez który wsysałoby się powietrze z otoczenia, by następnie odrzucić je w tył".

[13]) Amerykańskie pomiary lotnicze przy wyrwaniu z lotu nurkowego wykazały, że przy przyśpieszeniu równem $\sim 10\,g$ występywały u pilotów objawy wstrząsu mózgu; dosyć spokojnie znosi organizm ludzki przyśpieszenie 0,1 g, niewygodnie 0,1—1,0 g, zaś za granicę fizjologiczną uważa się 1 g [10]; piloci wojskowi wytrzymują przyśpieszenie do 6 g.

siągalne szybkości przelotowe, i ekonomicznego jest — nawet w dalekiej przyszłości — mrzonką. Dlatego, biorąc pod uwagę nieekonomiczność ewentualnego transportu stratosferycznego (specjalnie pasażerskiego), nie można nawet w dość odległej przyszłości przewidywać rozwiązania problemu b. szybkiego lotnictwa komunikacyjnego w stratosferze" [11]. Stąd wniosek: przy dzisiejszym stanie techniki lotniczej napęd rakietowy nie znajdzie zastosowania w lotnictwie komunikacyjnem.

2. Lotnictwo bombardujące:

Projekt samolotu bombardującego z napędem rakietowym wysuwa np. Dr. Sänger; lot takiego samolotu miałby się odbywać na wysokości powyżej 40 *km;* po wyrzuceniu torpedo-bomb (chyba z tej wysokości, o czem należy wnioskować z układu zdań w artykule Dr. Sängera [9]) samolot wróciłby na swoje lotnisko; celowanie miałoby się odbywać przy pomocy specjalnych urządzeń (fale elektromagnetyczne?); orjentacja astronomiczna. Biorąc pod uwagę: *a)* nieduże odległości (z punktu widzenia konstruktora rakiet), zachodzące przy nalotach samolotów bombardujących — około 1000 *km; b)* trudności, jakie się dzisiaj napotyka już przy bombardowaniu z wysokości 7.000—8.000 *m* (niedoskonałość dzisiejszych celowników); *c)* trudność orjentacji z tak dużej wysokości i *d)* fakt, że wogóle dzisiaj znamy bardzo mało atmosferę na tych wysokościach, musimy dojść do wniosku, że projekty Dr. Sängera zastosowania napędu rakietowego do samolotów bombardujących są grubo przedwczesne i nierealne przy dzisiejszym stanie techniki. Wniosek: napęd rakietowy w najbliższej przyszłości nie znajdzie zastosowania w konstrukcji samolotów bombardujących.

3. Lotnictwo wywiadowcze, towarzyszące i t. p.

Spowodu koniecznej dużej wysokości lotu dzisiejszy napęd rakietowy nie może być brany w rachubę. — Wniosek: przy dzisiejszym stanie techniki napęd rakietowy nie znajdzie zastosowania w lotnictwie wywiadowczem.

4. Lotnictwo myśliwskie:

Projekty zastosowania napędu rakietowego w lotnictwie myśliwskiem spotykamy np. u Sängera [9], w artykułach czysto wojskowych [12] i t. p. Powody tego są następujące:

Wielka wojna światowa i powojenne manewry pokazały, że samolotom myśliwskim rzadko udawało się przeszkodzić nalatującym samolotom bombardującym w wykonaniu ich zadania. Samoloty myśliwskie bardzo często zjawiały się za późno, gdy nieprzyjacielskie samoloty już zrzuciły bomby.

Przewaga samolotu nalatującego leży w tem, że on a nie przeciwnik posiada inicjatywę, że on wybiera trasę przelotu, prostą, bez zboczeń, z jasno wytkniętym celem i t. p. Samolot myśliwski, broniący danego objektu, musi najpierw wznieść się na odpowiednią wysokość, następnie znaleść przeciwnika, wybrać odpowiedni rodzaj ataku w zależności od tego, w jakim szyku lecą nieprzyjacielskie samoloty i t. p. Nie wspominam już tutaj o złej pogodzie, która jest wybitnym sprzymierzeńcem nalatujących a wrogiem lotnictwa myśliwskiego. Albowiem lot w chmurach przy pomocy dzisiaj świetnie udoskonalonych przyrządów do ślepego pilotażu nie sprawia dużych trudności, ale znalezienie samolotu w chmurach jest bardzo trudne. Fakt ten zresztą jaskrawo ukazał się w czasie ostatnich manewrów angielskich [13] [14]). Dalej należy pamiętać o tem, że rozpiętość szybkości między samolotem bombardującym a myśliwskim od czasu wielkiej wojny światowej bardzo zmalała zamiast wzrosnąć. Wreszcie wysokość nalotów wzrosła do 7.000 *m* (ostatnie manewry angielskie) i fachowcy-lotnicy liczą się w przyszłej wojnie z możliwością nalotów stratosferycznych.

Jednym z warunków należytego spełnienia zadania przez pilota myśliwskiego jest zdolność osiągania dużych szybkości pionowych, t. z. dużych szybkości wznoszenia się. Jednakże dzisiejszy napęd śmigło-silnikowy nie pozwala na uzyskanie bardzo dużych szybkości wznoszenia się z rozmaitych powodów: spadek mocy silnika wybuchowego czy spalinowego z wysokością, mały spółczynnik sprawności śmigła przy tych dużych obrotach, które są konieczne do utrzymania się i wznoszenia samolotu w powietrzu o małej gęstości, jakie znajduje się na dużych wysokościach i t. p. Np. czas wznoszenia się na 5.000 *m* uzyskiwany dzisiaj przez samoloty myśliwskie — około $4^1/_2$ do 6 minut, pozwala samolotom bombardującym na przebycie w locie poziomym odległości 35—45 *km*, co jest bardzo dużo. Zastosowanie napędu rakietowego do takiego samolotu pozwoliłoby na pionowy lot i znacznie szybsze osiągnięcie dużych wysokości, choć z bardzo małą sprawnością (kilka procent). W tym jednym wypadku opłaci się zastosowanie napędu rakietowego w troposferze; Dr. Sänger podaje nawet projekt takiego samolotu [9], któryby wysokość 20 *km* osiągał w 4 minutach. Czas lotu — $^1/_2$ godziny, a zatem bardzo krótki. Start z betonu, dosyć krótki; ciężar materjału pędnego ma wynieść 80% całkowitego ciężaru przy startowaniu.

Do popędu takich samolotów lepiej jest użyć materjałów ciekłych a nie prochu tak spowodu bezpieczeństwa (wypadek v. Opel'a) jak i spowodu możności łatwiejszej regulacji. Konstrukcja takiego silnika napotyka jednak na duże trudności [15]).

Wniosek: przy dzisiejszym stanie techniki napęd rakietowy może znaleść zastosowanie w lotnictwie myśliwskiem i zastosowanie go w tem lotnictwie pchnęłoby zagadnienie czynnej obrony przeciwlotniczej na inne tory.

5. Szybownictwo:

Projekty napędu rakietowego do startu szybowców (zamiast dotychczasowych lin gumo-

---

[14]) Przytoczę jedno z końcowych zdań tego artykułu: „Zdaje się, że manewry dobitnie pokazały, że myśliwiec, gotowy do startu, który jednakże startuje dopiero po otrzymaniu meldunku od posterunków obserwacyjnych, ma małe widoki na wykonanie swojego zadania, t. zn. przeszkodzenia przeciwnikowi w bombardowaniu".

[15]) Pod uwagę bierze się tu produkty z ropy naftowej i tlen w stanie gazowym lub ciekłym [9].

wych) są dosyć stare i znane; również przy pomocy tego napędu możnaby przelatywać z komina do komina bez zbytniego zwiększania ciężaru szybowca. Pewne badania w tym kierunku były już robione, choć nie z celem przystosowania tego napędu tylko do celów szybownictwa, lecz wogóle celem zbadania, o ile napęd rakietowy nadaje się do zastosowania go w lotnictwie . [A. Lippisch] [16]. Sądząc jednak podług wyników otrzymanych i z opisów pilota Fr. Stamer'a, napęd ten mógłby w szybownictwie dać zupełnie dobre wyniki (z bardzo małą sprawnością).

Wniosek: napęd rakietowy może znaleść zastosowanie w szybownictwie.

6. Lotnictwo bez załogi:

Oczywiście, powyższe wnioski nasze są ważne tylko dla samolotów z załogą; rakiety bez załogi możemy tak konstruować, by posiadały mały opór, i na początku już nadać im bardzo duże przyspieszenie [16]). Rakiety bez załogi będzie można budować ze skrzydłami (samoloty rakietowe) lub bez skrzydeł (pociski rakietowe). Samoloty rakietowe spowodu dużych prędkości lotu będą posiadały skrzydełka o bardzo małych rozmiarach. Tego rodzaju samoloty i pociski (sterowane może falami elektromagnetycznemi) [17]) z ładunkiem bomb (samoloty), ekrazytu, lub materjału palnego (pociski) będą mogły zachować swoją dużą początkową prędkość na wielkiej wysokości [18]) dzięki nawet słabej reakcji gazów wylotowych i lecieć z dużym spółczynnikiem sprawności zewnętrznej [19]).

Wniosek: napęd rakietowy znaleść może zastosowanie w lotnictwie bez załogi.

Kierunki badań rakietowych.

Wobec aktualności badań rakietowych i u nas w Polsce, widać już jasno, w jakich kierunkach one powinny iść:

1. Konstrukcja rakiet prochowych bez załogi ze skrzydłami lub bez (na wzór Goddard'a), celem budowy samolotów bez załogi i pocisków rakietowych; badania laboratoryjne i na poligonie. Jest to droga tańsza i łatwiejsza.

Badania w tym kierunku idące, powinny być prowadzone właściwie przez artylerzystów. Najprawdopodobniej samoloty bez załogi nie będą służyły do przewozu bomb, lecz same będą pociskami dużego kalibru. Badania należałoby prowadzić na podstawie gruntownej znajomości chemji materjałów palnych i balistyki. Konstruktor lotniczy ma tu bardzo małe pole działania.

2. Konstrukcja silnika rakietowego na paliwo ciekłe, celem przystosowania go w przyszłości do samolotu myśliwskiego (na wzór np. Sängera); badania przedewszystkiem laboratoryjne a następnie na lotnisku. Jest to droga bardzo żmudna, kosztowna i długa [20]).

Badania należałoby rozpocząć od gruntownego studjum termodynamiki, procesów spalania, energji atomów (jak np. badania Pirquet'a) i t. d. Badania powinien prowadzić właściwie specjalista-termodynamik. Konstruktor lotniczy miałby pole do działania właściwie dopiero po skonstruowaniu silnika rakietowego (odpowiedni dobór kształtu kadłuba, skrzydła, zmniejszenie prędkości lądowania i t. p.) [21]).

3. Konstrukcja małych rakiet prochowych a ewentualnie później na paliwa ciekłe celem przystosowania ich do potrzeb szybownictwa (coś w rodzaju badań Lippisch'a); badania laboratoryjne i na szybowisku. Jest to droga najłatwiejsza i najprędzej (przy pomocy małych rakiet prochowych) będzie tu można osiągnąć wyniki.

Konstrukcja małych rakiet prochowych, oczywiście przy pewnej znajomości chemji materjałów palnych i posiadaniu odpowiednich urządzeń (prasy), nie będzie zbyt trudną. Konstruktor szybowcowy ma tu duże pole działania (umieszczenie rakiety, która, paląc się, daje pewien moment względem środka ciężkości szybowca); podobnie pilot szybowcowy, mając do dyspozycji kilka rakiet, różnej długości, może zapalić jedną z nich, kierując się przytem potrzebną długością ewentualnego przelotu z komina do komina oraz znajomością meteorologji lotniczej.

Literatura.

[1] Dr. E. Sänger: Raketenflugtechnik. 1933.

[2] Prof. Hermann Oberth: Wege zur Raumschiffahrt. 1929.

[3] Hohmann: Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. 1925.

[4] Inż. Inż. Bernadzikiewicz, Oderfeld, Sachs: Problem lotniczego silnika reakcyjnego. Technika samochodowa. Czerwiec 1933.

[5] A. B. Scherschevsky: Die Rakete für Fahrt uud Flug. 1929.

[6] Hermann Noordung: Das Problem der Befahrung des Weltraums — Der Raketen-Motor. Berlin 1929.

[7] O. W. Gail: Mit Raketenkraft ins Weltenall. Stuttgart. 1928.

[8] Max Valier: Raketenfahrt. München und Berlin. 1928.

[9] Dr. Ing. Eugen Sänger: Neuere Ergebnisse der Raketenflugtechnik. Verlag Zeitschrift „Flug". Wien. 1934.

[10] Inż. Czesław J. Kączkowski: Zagadnienie wygody w komunikacji pasażerskiej. Skrzydlata Polska. Nr. 8. Sierpień. 1935.

[16]) Pociski armatnie doznają w lufie przyśpieszeń $\sim 18.500\ m/sek^2$ do $19.000\ m/sek^2$.

[17]) Valier [8] wspomina o rakietach prochowych Goddard'a, które osiągają wysokość ponad 100 *km* i odległość około 250 *km*. Rakiety te mogą — według Valier'a — być sterowane elektrycznie i lecieć po krzywiznach, by np. trafić lecący samolot.

Niedawno prasa doniosła o lotach angielskiego samolotu bez załogi, sterowanego przy pomocy fal elektromagnetycznych [17].

[18]) Armatnie pociski dużego kalibru wznoszą się na wysokość $\sim 40.000\ m$; Gail [7] twierdzi, że do $100.000\ m$.

[19]) Pociski rakietowe należą właściwie do zagadnień artylerji.

[20]) Oczywiście, że samoloty bez załogi również będą mogły być pędzone silnikiem rakietowym na paliwa ciekłe.

[21]) Badania silnika rakietowego przeprowadzali w Polsce w r. 1933 inżynierowie Bernadzikiewicz, Sachs i Oderfeld, którzy skonstruowali 2 modele.

[11] Inż. Tadeusz Cyga Karpiński: Zagadnienie lotnictwa stratosferycznego. Skrzydlata Polska. Nr. 2, 3, 5. 1934.

[12] Leutnant z. S. Barjot: Das Jagdflugzeug im Luftschutz. Luftwehr. Nr. 6. 1934. Aktiver Luftschutz. (Aus: Revue des Forces Aériennes).

[13] Die diesjährigen englischen Luftübungen. Luftwehr. Nr. 9. 1935.

[14] M. Panetti: Sul rendimento delle eliche in tandem; Aerotecn. Bd. 14. N. 12 (XII. 34), S. 1365/1370 (6 S., F). Wzmianka: Zwei Treibschrauben hintereinander. Luftwissen. Nr. 4. 1935. E. Foku 350404.

[15] Betrachtungen zu dem Rennen um die Coupe Deutsch de la Meurthe 1935. Luftwissen. Nr. 9. 1935.

[16] A. Lippisch: Raketenversuche mit Flugzeugen und Flugzeugmodellen. Z. F. M. Heft 12. 28. Juni 1928. Str. 270—274.

[17] Ferngesteuerte Zielflugzeuge. Luftwehr, Bd. 2. Nr. 7. 1935.

[18] M. Schrenk: Probleme des Höhenflugs. Raketenantrieb für Höhenflugzenge? Z.F.M. Heft.19. u.20. (19. Jahrg. 1928). 7. Oktober 1928.

[19] Inż. J. Tuszyński: Przystosowanie samolotu do lotów stratosferycznych. Techniczne nowości lotnicze. Styczeń 1936.

KRONIKA.

Odczyty wygłoszone staraniem Sekcji automobilowo - lotniczej Polskiego Towarzystwa Politechnicznego.

18. XI. 1935. Zbigniew L. Krzywobłocki „Teorje użycia i rozwój lotnictwa wojskowego".

25. XI. 1935. Bolesław Wiśnicki „Rozwój lotnictwa na tle wystawy Medjolańskiej. (Październik 1935). Część I: Płatowce".

2. XII. 1935. Jerzy Szablowski: „Rozwój lotnictwa na tle wystawy Medjolańskiej. (Październik 1935). Część II: Silniki".

18. XII. 1935. Prof. Inż. Stanisław Łukasiewicz i Dr. Adam Kochański „Zdobycze i przyszłość szybownictwa na tle wyczynów polskich i zagranicznych".

15. I. 1936. Inż. Wiesław Stępniewski „Techniczne zdobycze i kierunki rozwoju szybownictwa i lotnictwa słabosilnikowego".

TREŚĆ: BIULETYN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO. Dr. Inż. Zygmunt Fuchs: Wyniki badań aerodynamicznych płatowca „Pou du Ciel". *Résultats des essais aérodynamiques de l'avion „Pou-du Ciel"*. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs: Pomiary szybowców na wadze aerodynamicznej o sześciu składowych. Część II. *Essais des planeurs à la balance aérodynamique à six composantes.* — W. S.: Porównanie własności aerodynamicznych szybowca akrobacyjnego CW7 z własnościami szybowca akrobacyjnego „Sokół bis". *Comparaison des qualités aérodynamiques du planeur d'acrobatie „CW 7" avec les qualités du planeur d'acrobatie „Sokół bis"*. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs: Przykład liczbowy obliczenia współdziałania podłużnic w skrzydłach wolnonośnych metodą analityczną i analityczno-wykreślną. *Exemple numérique du calcul de la coopération des longerous dans les ailes en porte à faux par la méthode analytique et grapho-analytique.* — BIULETYN INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA. † Adam Nowotny i Zygmunt Stefan Jabłoński: Pomiar stateczności statycznej podłużnej szybowców w locie. *Mesure en vol de la stabilité statique longitudinale des planeurs.* — Inż. W. Stępniewski i M. Piątek: Zastosowanie wykresów logarytmicznych w projekcie wstępnym szybowca. *L'application des diagrammes logarithmiques dans l'avant-projet d'un planeur.* — PRACE NADESŁANE. G. A. Mokrzycki: Wyważanie samolotów. *Le Centrage des avions.* — Zbigniew Leliwa Krzywobłocki: Możliwości zastosowania napędu rakietowego w lotnictwie. *Possibilités de l'application de la propulsion à fusée dans l'aviation.* — KRONIKA.

Nakładem L A P L i I T S. Pierwsza Związkowa Drukarnia we Lwowie, ul. Lindego l. 4.

Pierwsza Związkowa Drukarnia, Lwów, Lindego 4.